

O refinamento curvado ao longo do eixo do jato foi definido com base nas curvas experimentais de trajetória dos jatos a serem investigados. Essas curvas experimentais foram usadas como referência na confecção de uma única malha refinada que abrangesse todas as velocidades a serem estudadas. Ao longo do desenvolvimento deste trabalho, a única parte que sofreu alterações na malha foram os bocais usados para a injeção do jato no escoamento cruzado. A fim de validar os resultados, os bocais utilizados para os estudos incompressíveis, compressíveis e de ruído são os mesmos que foram usados nos seus respectivos experimentos (Fig. 4.9). Apesar de modificações em sua geometria, o mesmo número de elementos foi usado em todos os bocais, e, portanto, não houve alterações na quantidade de elemento da malha como um todo.

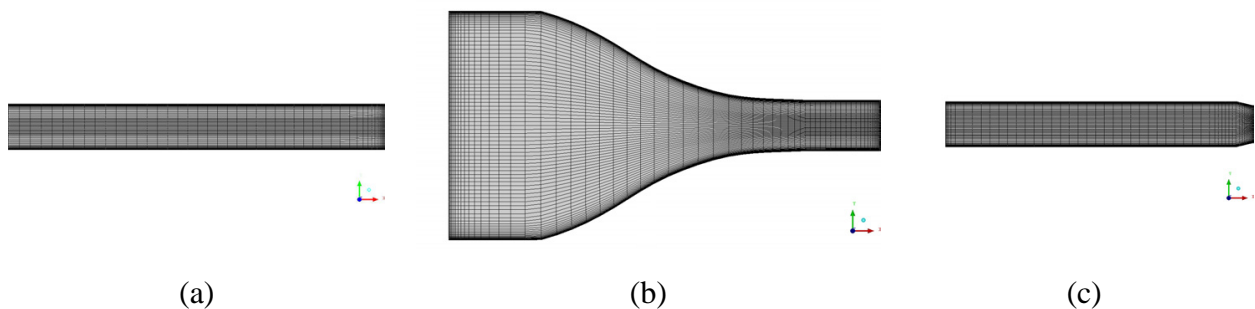


Figura 4.9: Detalhe dos bocais utilizados para (a) as validações incompressíveis, (b) as validações compressíveis e (c) os estudos de ruído.

Como referência para trabalhos futuros de JSEC o autor desta dissertação recomenda que as malhas usadas possuam um refinamento na parede do jato e da placa com o critério  $y^+ = 1$ . A ausência de refinamento nessas regiões leva a mudanças no comportamento do jato, e a consequentes erros em sua predição. A boa caracterização do vórtice ferradura formado a montante do jato e muito próximo à placa é importante para que o fenômeno seja bem capturado pela simulação RANS descrita mais adiante.

#### 4.3.2 Simulações RANS

A malha hexaédrica e não-estruturada gerada na seção anterior é usada para as simulações RANS no software CFD++ da empresa Metacomp® (Fig. 4.10).

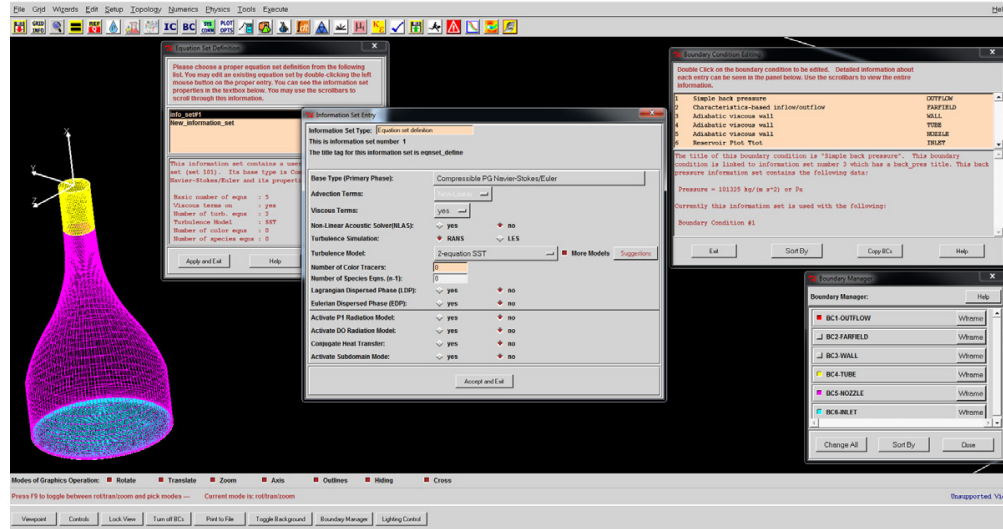


Figura 4.10: Software Metacomp® CFD++ usado para as simulações RANS.

O conjunto de equações que modela o fenômeno é resolvido pelo software com segunda ordem de precisão e uma formulação de volumes finitos. O resultado final é obtido quando o resíduo cai quatro ordens de magnitude (Fig. 4.11).

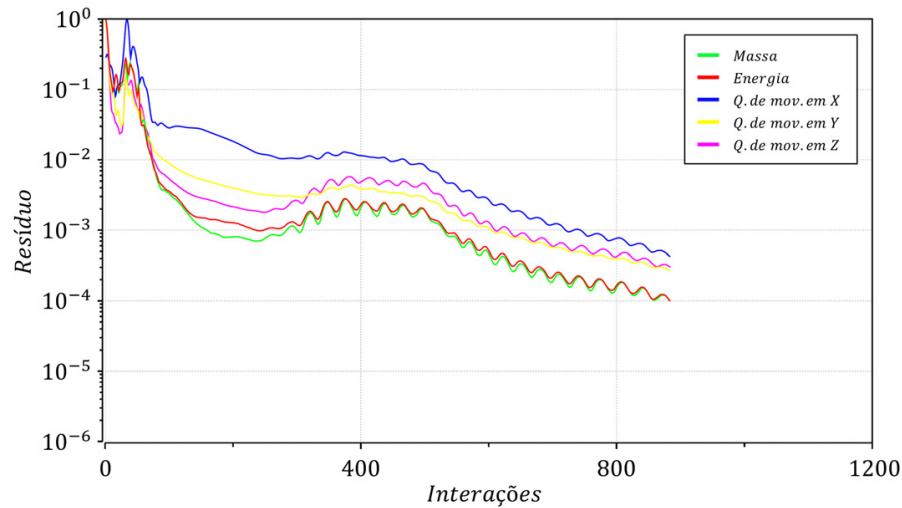


Figura 4.11: Resíduo típico das simulações RANS de JSEC.

Duas considerações são importantes nesta etapa. A primeira diz respeito à escolha do modelo de turbulência usado. Para melhores resultados o autor recomenda que o modelo deve ser escolhido como será indicado na seção 5.1.

A segunda consideração está relacionada às condições de contorno usadas pela simulação. Nas paredes do domínio o autor recomenda a solução das equações até seu limite. O uso de simplificações como a função parede altera e/ou inibe a formação do vórtice ferradura, gerando erros na predição do comportamento do jato.

Ainda sobre as condições de contorno, assim como sugerido em trabalhos anteriores (CHIU et al, 1993), o autor atenta para o uso das invariantes de Riemann nas condições de contorno distantes do jato, com o intuito de facilitar a convergência do método e evitar flutuações de velocidade não físicas nas fronteiras.

Com o fim das simulações e de posse dos resultados da fluidodinâmica do escoamento, os procedimentos abaixo devem ser seguidos para a caracterização do campo acústico.

#### **4.3.3 Método LRT**

Este método, implementado em Fortran 90, exige que os resultados da fluidodinâmica estejam em uma malha estruturada e cartesiana, portanto, para a utilização do LRT deve-se interpolar os resultados obtidos pelo CFD em uma malha com as características solicitadas pelo método.

Do funcionamento do método e da forma como foi implementado, o LRT lê o arquivo da fluidodinâmica por diversas vezes durante sua execução, e, portanto, para que seja mais eficiente, recomenda-se o uso de uma malha com dimensões menores que as do domínio usado na simulação CFD. Isso não possui impacto na precisão da metodologia, pois as equações de propagação de raios não requerem uma discretização tão fina quanto o cálculo da fluidodinâmica.

Essa malha acústica, como será chamada, deve conter o escoamento principal em estudo e, para a determinação de seu tamanho, recomenda-se a utilização de iso-superfícies de energia cinética turbulenta. Para o fenômeno de JSEC simulados nessa dissertação, uma iso-superfície de 10% do valor máximo de energia cinética turbulenta do escoamento foi utilizado como referência para a escolha do tamanho do domínio acústico.

Quanto à resolução da malha acústica, o autor recomenda manter a resolução correspondente a porção da malha CFD usada, para evitar erros de interpolação entre as mesmas.

Com a malha no formato adequado, o primeiro passo do método é a identificação e distribuição das possíveis fontes sonoras do escoamento. Essas fontes serão utilizadas para o

traçamento de raios do método Ray-Tracing e o posterior cálculo da refração causada pelo escoamento.

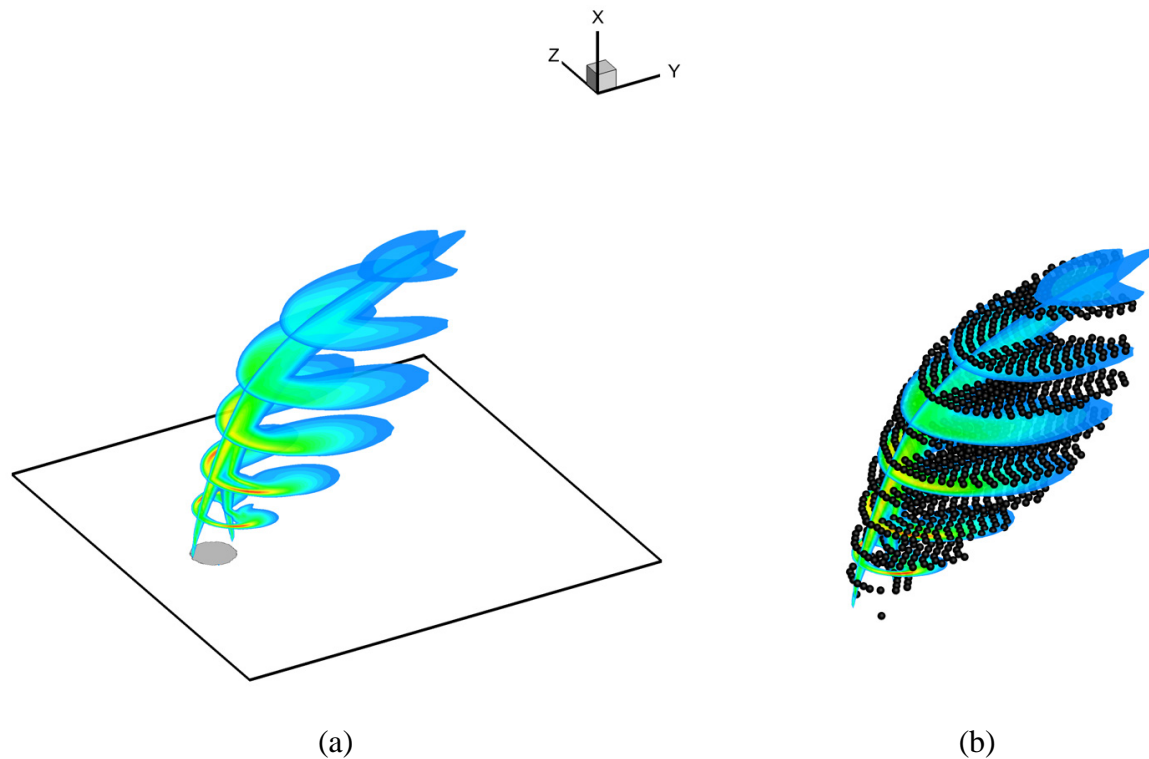


Figura 4.12: (a) Contornos de energia cinética turbulenta ao longo do jato. (b) Distribuição das fontes sonoras usadas pelo método LRT.

Da analogia de Lighthill sabemos que a geração pode ser desacoplada da propagação de ruído e que o principal mecanismo de geração corresponde às não linearidades do escoamento. A energia cinética turbulenta do fluido é maior quanto maior forem essas não linearidades, e, portanto, a distribuição das fontes segundo essa variável é uma ótima aproximação da física do problema.

Inúmeros testes foram feitos com a variação de parâmetros como o número de fontes e o posicionamento das mesmas, e suas influências no espectro final foram avaliadas. A respeito da quantidade de fontes e suas localizações e não foram obtidas diferenças significativas quando mais de mil fontes são usadas e distribuídas dentro das iso-superfície de 10% da máxima intensidade turbulenta do problema. O aumento do número de fontes, fora dessa região que



compreende 90% da energia cinética turbulenta do escoamento, não afetou os espectros de ruído. Isso ocorre, pois assim como previu Lighthill (1952), o ruído de um jato é gerado pelas não linearidades do escoamento.

Todos os procedimentos até esse momento são preparações dos dados de entrada para o método e o primeiro cálculo será realizado a seguir pelo Ray-Tracing.

Com as fontes, o campo do escoamento, e os ângulos polares e azimutais, o cálculo de ruído pode ser feito. Assim, o código gerará as variações nos níveis de pressão sonora ( $\Delta SPL$ ) no campo distante para todas as posições especificadas.

Esses resultados devem ser interpolados de volta na malha acústica para constarem como variáveis do escoamento. O novo campo com informações acústicas e fluidodinâmicas é usado pelo LRT agora para o cálculo do nível de pressão sonora do jato por meio da equação de Lighthill, somadas às variações devido a refração identificada pelo Ray-Tracing.

O método gera um espectro de ruído como o da Fig. 4.13 e a partir dos espectros gerados, é possível calcular nível de pressão sonora total (Overall SPL) por meio de uma integral na frequência desse espectro.

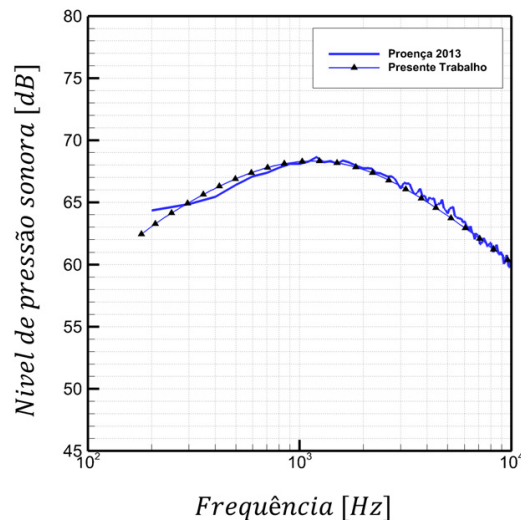


Figura 4.13: Resultado gerado pelo método LRT para um jato simples

# CAPÍTULO 5

## RESULTADOS

### 5.1 Validação fluidodinâmica

Nesta seção da dissertação, o problema de JSEC foi simulado de acordo com condições semelhantes à de experimentos encontrados na literatura. Foram feitas validações com experimentos em regimes incompressíveis e compressíveis, a fim de verificar a capacidade da metodologia RANS em prever bem o comportamento do escoamento em qualquer regime. Estas simulações preliminares serviram também para a definição de parâmetros do problema como o tamanho do domínio, o refinamento da malha e modelo de turbulência utilizado.

Os resultados expostos nas seções seguintes mostram que uma boa concordância entre as simulações e os experimentos pode ser obtida se forem obedecidos os seguintes critérios:

- Domínio de cálculo suficientemente grande de forma a impedir a influência das condições de contorno na solução do escoamento, no interior do domínio;
- Malha computacional com aproximadamente 3 milhões de elementos com refinamento que permita o acompanhamento da trajetória do jato;
- Modelo  $k-\omega$  SST para o cálculo da turbulência

Os estudos de tamanho de domínio, refinamento de malha e modelo de turbulência foram realizados para os dois regimes propostos, contudo como as conclusões foram muito semelhantes, apenas as comparações relativas ao modelo de turbulência serão apresentadas nos dois casos. As comparações relativas ao tamanho de domínio serão apresentadas somente para o regime incompressível e aquelas centradas no refinamento de malha, para o regime compressível.

### 5.1.1 Caso incompressível

Utilizando como referência o trabalho experimental de SU e MUNGAL (2004), simulações foram feitas para a determinação dos parâmetros citados anteriormente e validação da metodologia neste regime.

Em seu trabalho, SU e MUNGAL fazem um extenso estudo experimental do JSEC com uma razão de velocidades  $R_V = 5.7$  e um número de Reynolds de aproximadamente 5000, usando simultaneamente, para aquisição dos dados, as metodologias de fluorescência em plano induzido por laser (PLIF) e velocimetria de partícula por imagem (PIV).

No experimento, os autores usaram um túnel de vento vertical e injetaram um jato de Nitrogênio com 10% de vapor de acetona no escoamento cruzado de ar. A razão de densidades foi fornecida como sendo  $\rho_0/\rho_\infty = 1.10$ , o escoamento cruzado possuía uma velocidade máxima de  $V_\infty = 2.95 [m/s]$  e o jato, uma velocidade média de  $U_j = 16.9 [m/s]$  com diâmetro de  $D_j = 4.53 [mm]$ .

A simulação utiliza as mesmas condições acima com exceção do fluido que será o ar para ambos os escoamentos. Portanto, para que a comparação dos resultados seja precisa, será utilizado o parâmetro de velocidade efetiva (Eq. 3.3).

Os resultados serão apresentados em gráficos da trajetória do jato e de perfis de velocidade, ambos extraídos no plano de simetria ( $Z = 0$ ). Será utilizada para a visualização da trajetória a linha de corrente que passa pelo centro do jato – conforme sugere o trabalho de MUPPIDI (2006) – e os perfis de velocidade serão retirados nos planos indicados da Fig. 5.1.

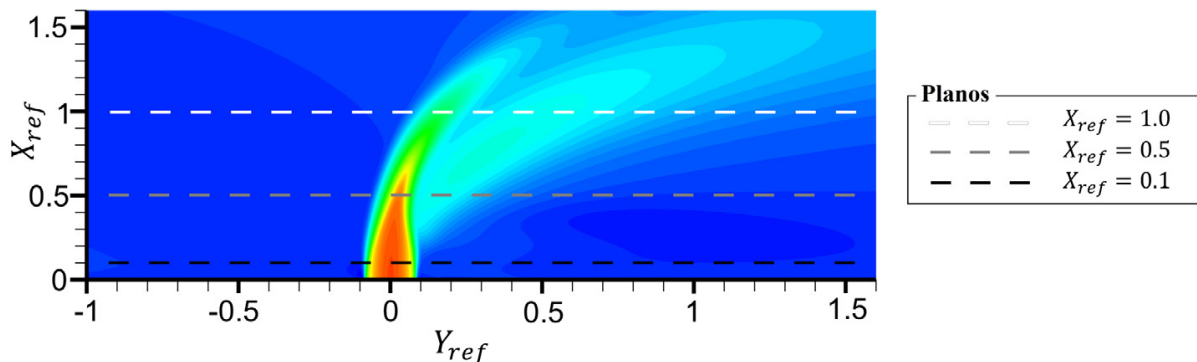


Figura 5.1: Localização dos perfis experimentais que serão usados na comparação.

Trabalhos, como o de MUPPIDI (2006), mostram que com o objetivo de se comparar escoamentos normalizados pela razão velocidades efetiva, deve-se normalizar os eixos do problema, não só em função do diâmetro, mas também pela própria razão  $V_e$  (Eq. 5.1).

$$x_{ref} = \frac{x}{D_j V_e} \quad (5.1)$$

Ainda segundo o autor, esta normalização tem limitações e permite apenas a comparação de resultados que não são muito diferentes entre si, como é o caso deste estudo.

### ***Domínio de cálculo***

Baseado nas indicações de MUPPIDI (2006), o domínio computacional para a simulação RANS foi definido como uma seção quadrada de  $40 \times 40 D_j$  (escoamento cruzado) com  $80 D_j$  de comprimento, acoplada a um tubo de comprimento igual a  $70 D_j$  (escoamento do jato) – tamanho mais que suficiente para que o escoamento se desenvolva por completo. Outros dois domínios menores foram feitos para comparação, e a Fig. 5.2 e Tab. 5.1 descrevem as dimensões utilizadas.

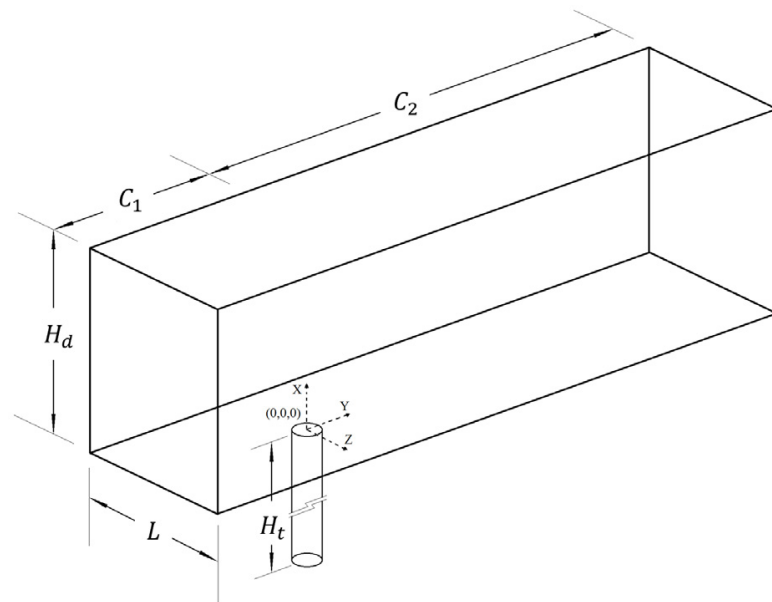


Figura 5.2: Esquematisação das dimensões utilizadas, ver Tab. 5.1.

Tabela 5.1: Valores das dimensões utilizadas nos domínios computacionais.

Domínio	$H_d [D_j]$	$C_1 [D_j]$	$C_2 [D_j]$	$L [D_j]$	$H_t [D_j]$
Pequeno	10	20	20	40	70
Médio	20	20	60	40	70
Grande	40	40	80	40	70

As condições de contorno utilizadas foram: parede adiabática e sem deslizamento na superfície na qual o tubo é acoplado e nas paredes do mesmo; velocidades impostas e constantes para o jato e para o escoamento cruzado; pressão imposta na saída do domínio; e invariantes de Riemann para o topo e as laterais do domínio.

Os resultados para as simulações com domínios diferentes estão dispostos nas Fig. 5.3 e Fig. 5.4.

Analisando as Fig. 5.3 e Fig. 5.4 pode-se perceber que tanto o domínio médio quanto o grande são suficientes para representar bem o problema. Contudo, mesmo sabendo que o domínio médio pode ser utilizado para caracterizar esse escoamento, o maior tamanho foi utilizado com o intuito de facilitar a convergência da simulação e eliminar eventuais fontes de erro providas das condições de contorno.

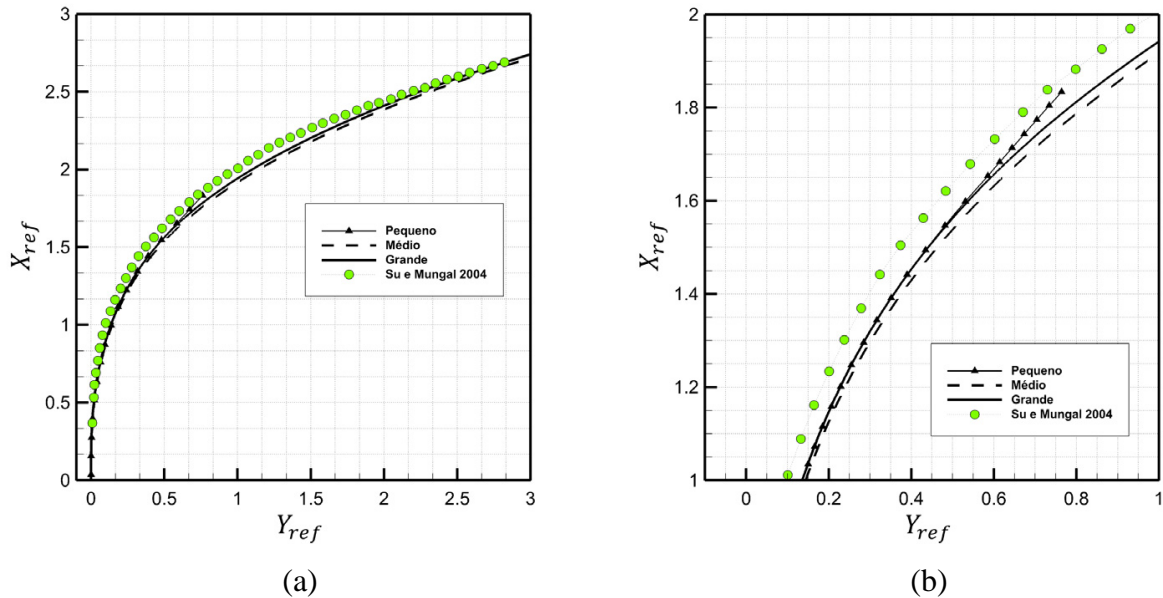


Figura 5.3: (a) Trajetória do jato. (b) ampliação da figura (a) para detalhe do domínio pequeno.

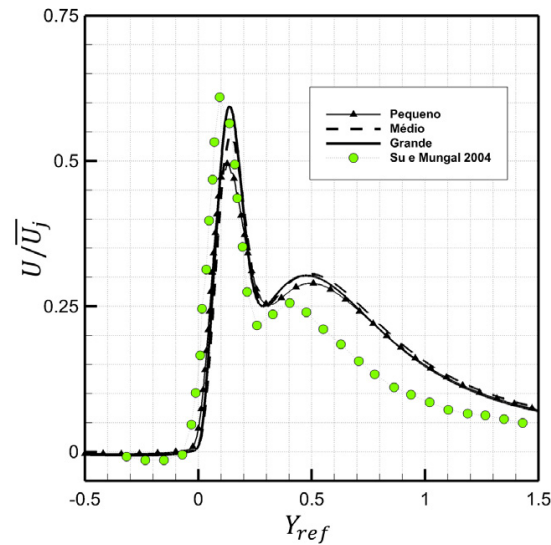


Figura 5.4: Perfil de Velocidade ao longo de  $Y_{ref}$  em  $X_{ref} = 1.0$ .

### ***Modelo de turbulência***

Com base no trabalho de KARVINEN e AHLSTEDT (2005) e em experiências anteriores com o código numérico, foram feitos estudos com os três modelos de turbulência mais indicados para esse tipo de escoamento, são eles  $k-\varepsilon$  Realizable,  $k-\varepsilon$  Rt e  $k-\omega$  SST.

Dentre esses modelos, o  $k-\omega$  SST é o que apresenta melhor correlação com os resultados experimentais. Todavia, é possível identificar que após o jato, nenhum dos modelos foi capaz de capturar com precisão o comportamento do escoamento, mas o modelo  $k-\omega$  SST é o único que apresenta a mesma tendência do experimento.

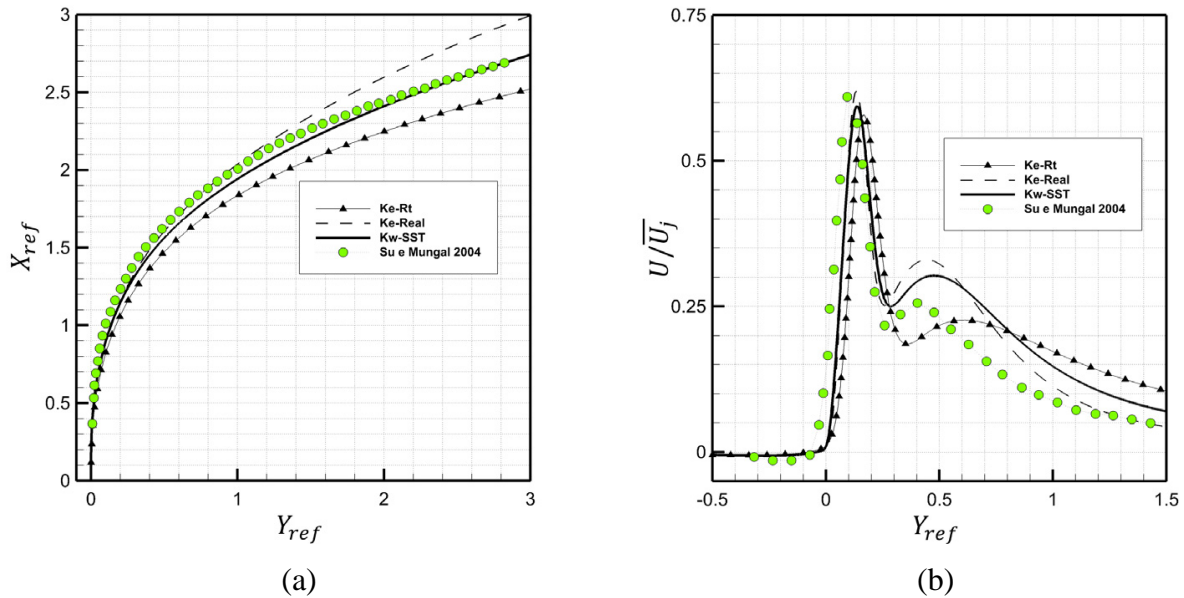


Figura 5.5: (a) Trajetória do jato. (b) Perfil de Velocidade ao longo de  $Y_{ref}$  em  $X_{rd} = 1.0$ .

### Validação

Obedecendo as configurações de tamanho de domínio e modelo de turbulência definidos acima, estão dispostas a seguir todas as comparações das simulações RANS com os dados experimentais disponíveis no trabalho de SU e MUNGAL (2004).

A Fig. 5.6 mostra a trajetória do jato, as Fig. 5.7 e Fig. 5.10 mostram os perfis de velocidade e as componentes normais ( $u'u'$  e  $v'v'$ ) e cruzadas ( $u'v'$ ) do tensor de Reynolds ao longo de  $Y_{ref}$  para três posições de  $X_{ref}$ .

O conjunto de resultados apresentados a seguir mostram uma boa concordância das simulações com o experimento, entretanto, é possível identificar que o jato simulado se dissipa mais rapidamente que o experimental, e esse erro se torna evidente nos perfis mais distantes da saída do jato.

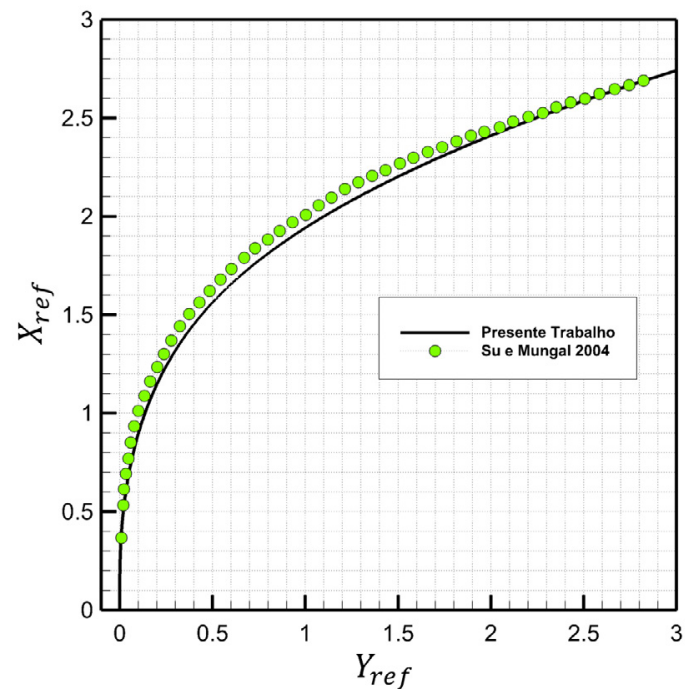


Figura 5.6: Trajetória do jato.



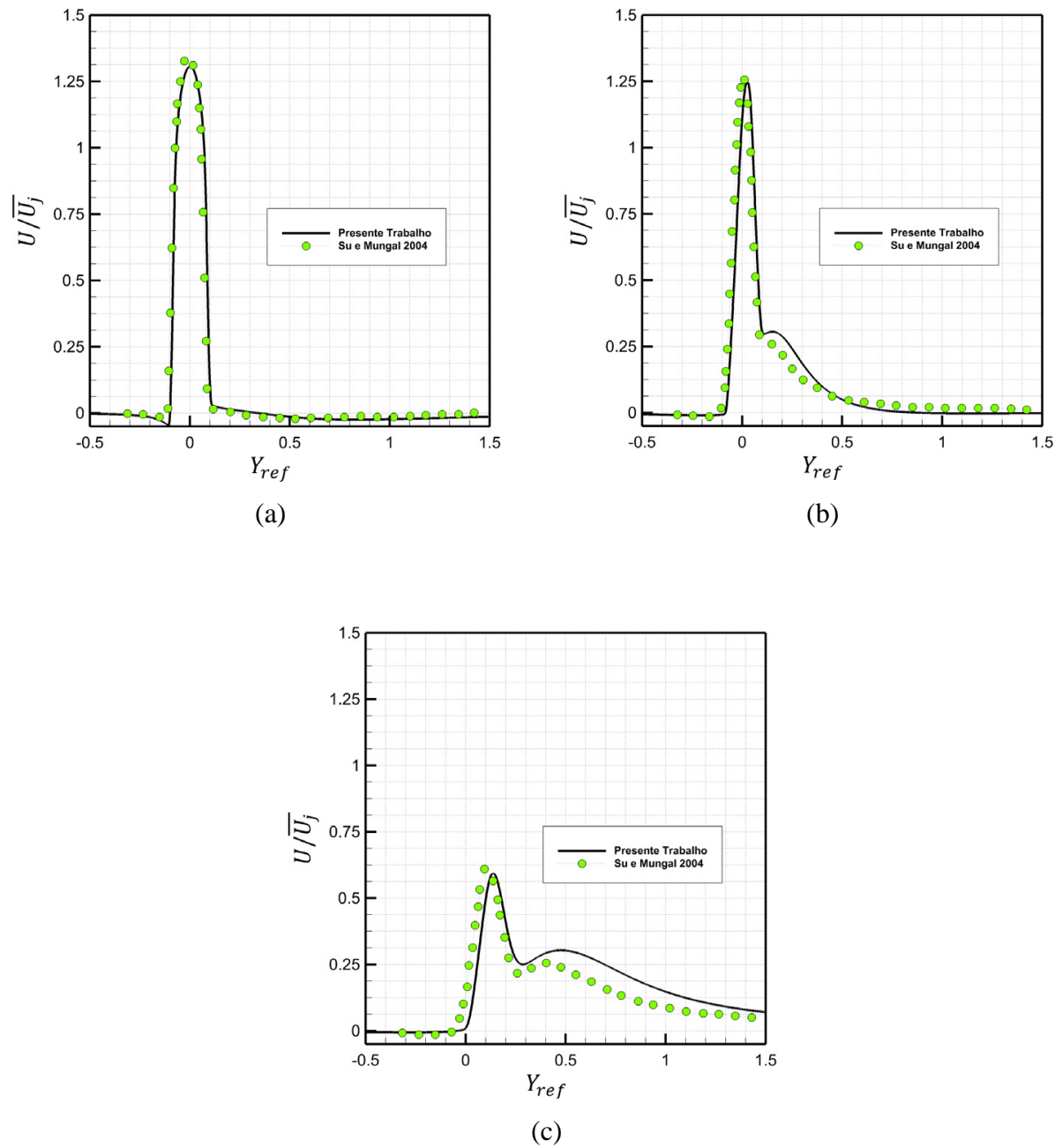


Figura 5.7: Perfis de velocidade ao longo de  $Y_{ref}$  em (a)  $X_{reff} = 0.1$ , (b)  $X_{reff} = 0.5$  e (c)  $X_{reff} = 1.0$ .

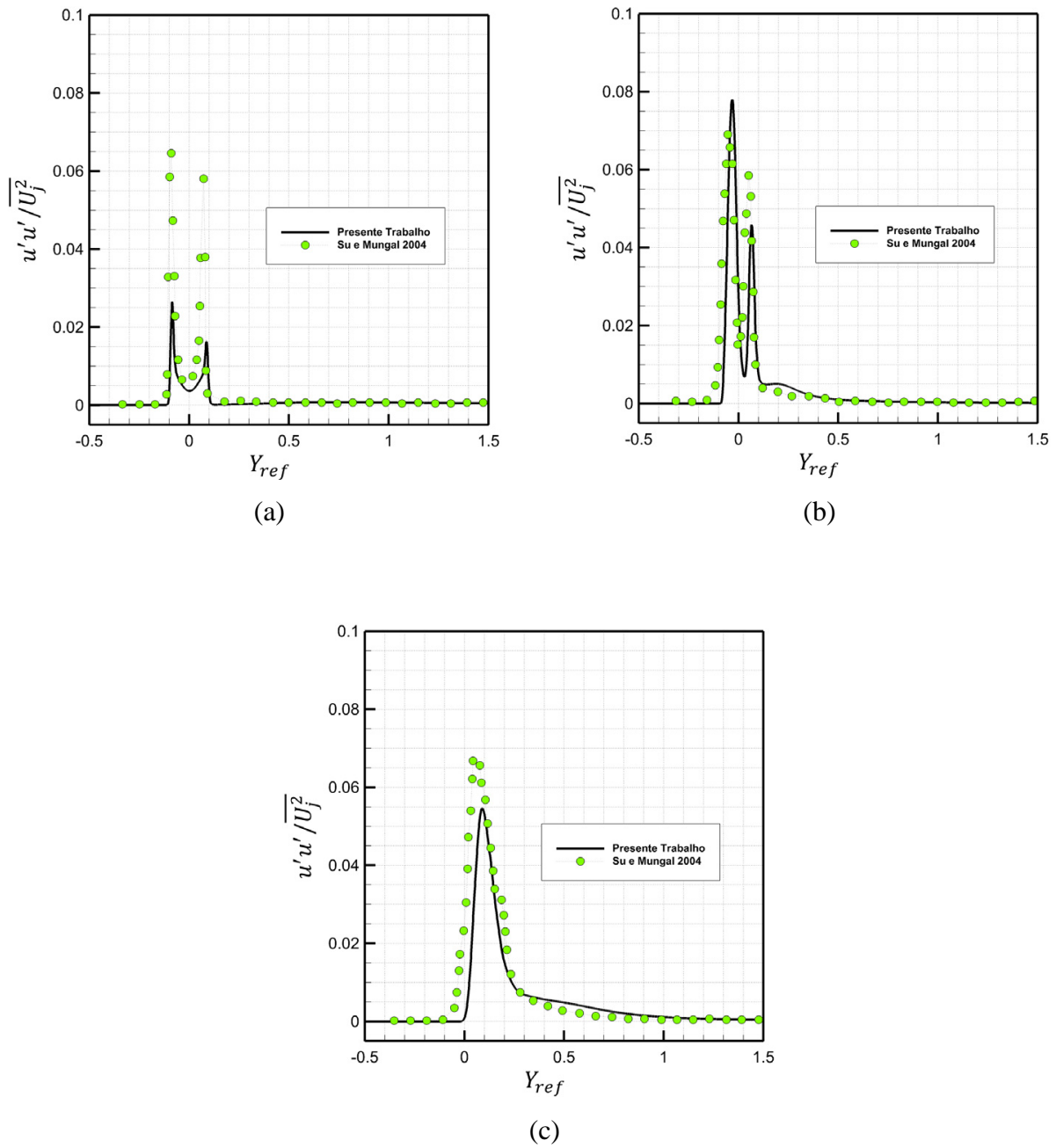


Figura 5.8: Perfis de  $u'u'$  em (a)  $X_{ref} = 0.1$ , (b)  $X_{ref} = 0.5$  e (c)  $X_{ref} = 1.0$ .

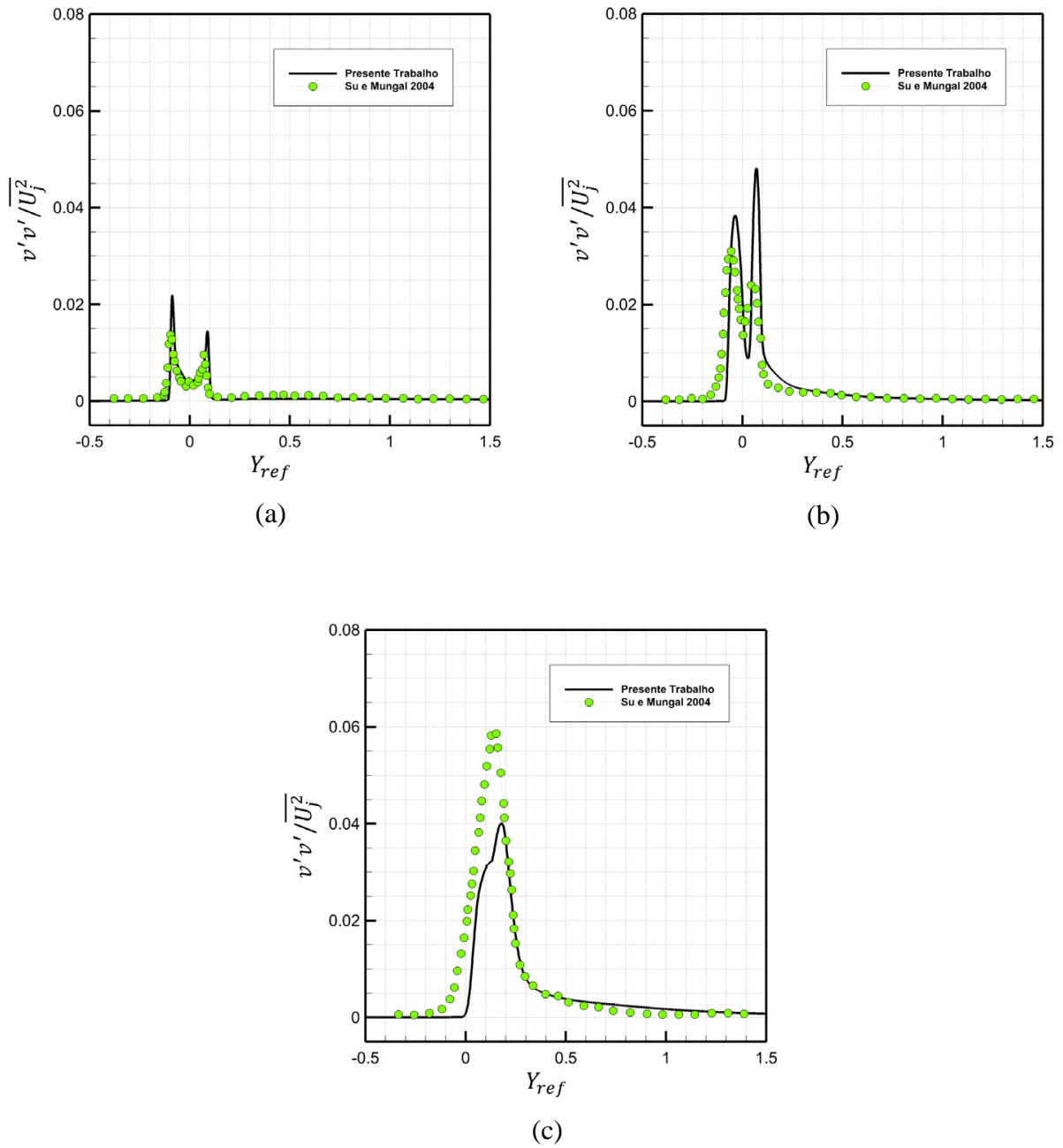


Figura 5.9: Perfis de  $v'v'$  em (a)  $X_{reff} = 0.1$ , (b)  $X_{reff} = 0.5$  e (c)  $X_{reff} = 1.0$ .

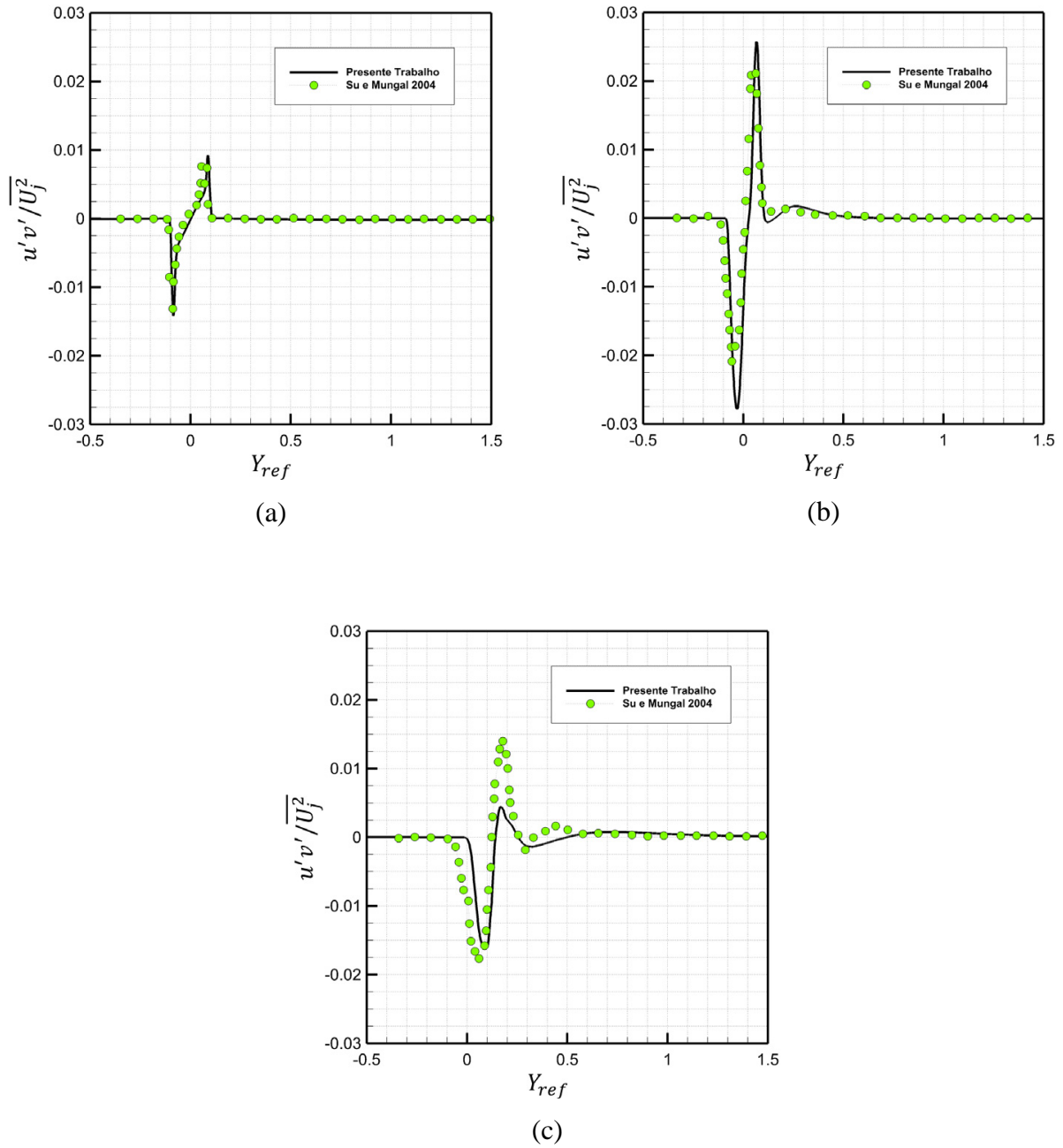


Figura 5.10: Perfis de  $u'v'$  em (a)  $X_{reff} = 0.1$ , (b)  $X_{reff} = 0.5$  e (c)  $X_{reff} = 1.0$ .

### 5.1.2 Caso compressível

A base de dados experimentais sobre JSEC compressíveis não é tão grande quanto para o regime incompressível, e os estudos mais detalhados sobre esse tipo de escoamento são anteriores a 1980. No entanto, mesmo em experimentos mais recentes de jatos compressíveis sob vento cruzado (GUTMARK et al, 2008), as validações são feitas com aqueles realizados anteriormente a 1980 como é o caso dos trabalhos de FEARN e WESTON (1978) e KAMOTANI e GREBER (1972).

Para esta parte da validação, o artigo de FEARN e WESTON (1978) que possui um extenso estudo de jatos com números de Mach variando de 0.33 a 0.93 e razão de velocidades  $R$  entre 3 e 10, será utilizado para as comparações com as Simulações Médias de Reynolds.

Foram selecionados somente os casos com mais dados experimentais para essa validação e as condições dos mesmos estão dispostas na Tab. 5.2.

Tabela 5.2: Casos investigados por FEARN e WESTON, selecionados para validação.

$V_e$	$V_\infty$ [m/s]	$M_j$
4	39	0.48
6	42	0.75
8	39	0.93

Em seu trabalho, FEARN e WESTON se utilizam de um braço mecânico acoplado a um suporte com sete tubos de pitot para realizarem as medidas de velocidade dos jatos, como ilustra a Fig. 5.11. Devido a esse aparato de baixa resolução e muito intrusivo no escoamento, medidas de velocidade próximas ao jato não foram realizadas. Segundo os autores, em locais mais próximos que  $2 D_j$  da saída do jato, os espaçamentos entre os tubos de pitot não mais eram suficientes para caracterizar o escoamento, e devido às altas velocidades, vibrações eram geradas em todo o suporte.

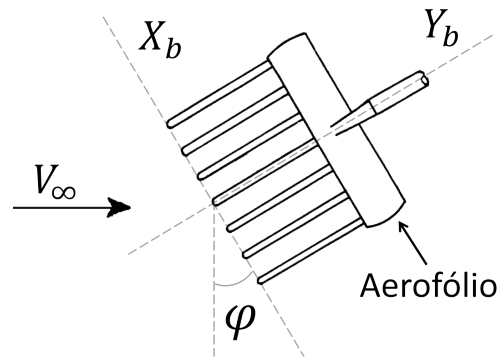


Figura 5.11: Esquema do aparato experimental utilizado por FEARN e WESTON (Adaptado de FEARN e WESTON ,1978).

As medidas de velocidade do experimento foram feitas em posições e angulações que favorecessem a determinação da linha de centro do jato, para tanto os autores usaram o sistema de coordenadas  $(X_b, Y_b)$  de ângulo  $\varphi$  com o sistema  $(X, Y)$  padrão. Dessa forma, as velocidades de interesse são dadas agora pela variável  $V_b$  (componente da velocidade do escoamento na direção da trajetória do jato).

Os resultados desta validação serão apresentados em gráficos da trajetória do jato e de perfis de velocidade, ambos extraídos no plano de simetria ( $Z = 0$ ). Será utilizada novamente para a visualização da trajetória do jato, a linha de corrente que passa pelo centro do mesmo (MUPPIDI, 2006), e os perfis de velocidade serão retirados nas posições indicadas pelo experimento, conforme ilustrado na Fig. 5.12.

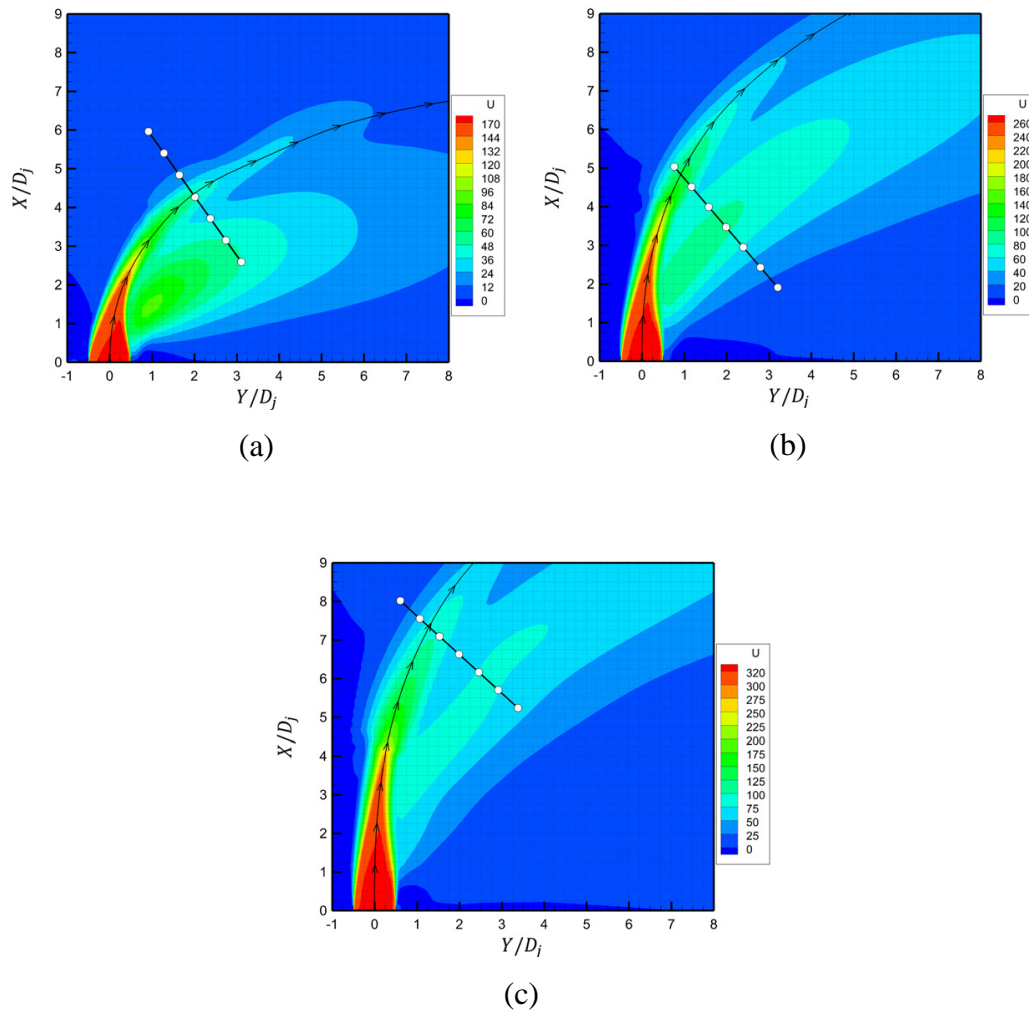


Figura 5.12: Localização dos tubos de pitot segundo o experimento para (a)  $V_e = 4$ , (b)  $V_e = 6$  e (c)  $V_e = 8$ .

É importante salientar que nos estudos de refinamento de malha e modelagem de turbulência serão usados como comparação apenas os resultados do escoamento com razão de velocidades  $R = 6$ , a fim de evitar a repetição de resultados.

### ***Refinamento de malha***

Utilizando uma malha de três milhões de elementos como base, foram geradas malhas múltiplas da mesma, com o objetivo de avaliar a influência do refinamento na resolução do problema. A vista do autor, não foram encontrados estudos anteriores a este que utilizassem

malhas tão finas para a resolução de escoamentos de JSEC com RANS. KARVINEN e AHLSTEDT em 2005 mostram o que aparenta ser uma independência de malha para o problema em regime incompressível utilizando metodologia RANS, contudo, ao fazerem essa alegação, os autores comparam uma malha de 910840 elementos com outra de 1405240. Para o autor dessa dissertação, apenas cerca de 500 mil elementos de diferença não são suficientes para indicar que o problema é independente da malha.

Tal afirmação é comprovada pelos estudos realizados neste trabalho e dispostos abaixo (Fig. 5.13). Se as malhas forem suficientemente diferentes, um resultado independente da malha não é alcançado mesmo com nove milhões de elementos. Malhas mais finas não foram simuladas por ultrapassarem a capacidade computacional disponível para o trabalho.

A Fig. 5.13 nos mostra ainda que, a tendência dos resultados confirma a afirmação feita anteriormente, de que 500 mil elementos a mais ou a menos nas malhas levariam a resultados muito semelhantes, gerando uma falsa impressão de independência de malha.

Na comparação dos resultados com os experimentos de FEARN e WESTON (1978), é possível notar, pela trajetória do jato, que quanto mais fina a malha utilizada, mais as características do jato são mantidas pelos modelos de turbulência e mais intrusivo no escoamento cruzado ele é.

Apesar dos resultados da malha de um milhão de elementos se aproximarem dos pontos da trajetória experimental do jato, um olhar mais cuidadoso nos mostra que a trajetória da solução numérica (Fig. 5.13 (a)) apresenta uma curvatura mais acentuada, e não segue a tendência do experimento. Sendo assim, a malha de 3 milhões de elementos, será utilizada de agora em diante para todas as simulações desta dissertação.



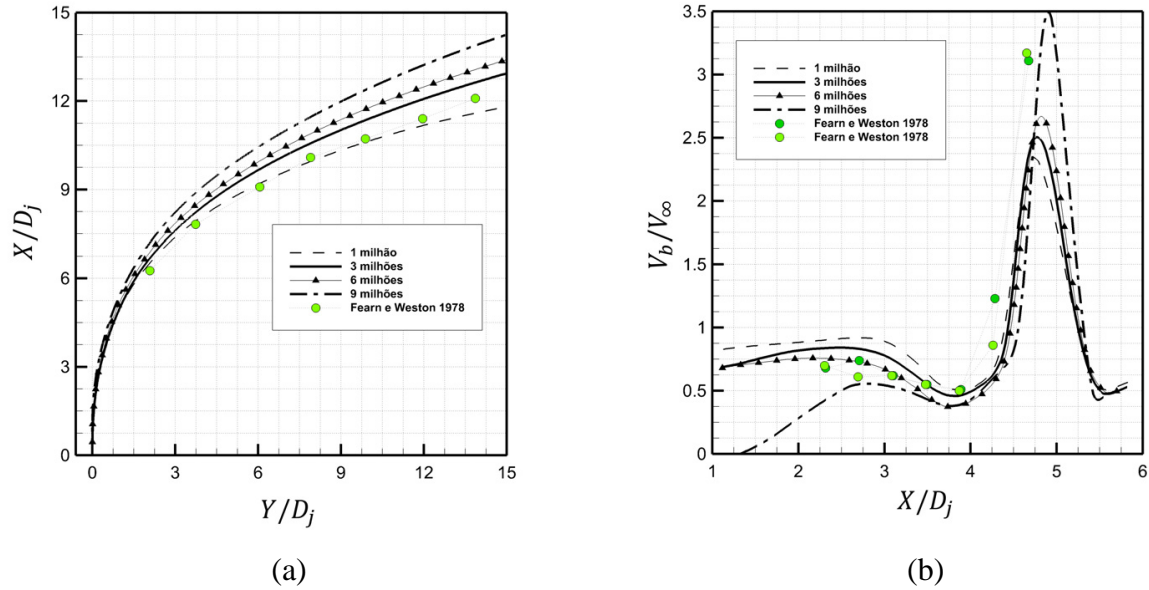


Figura 5.13: Refinamento de malha. (a) Trajetória do jato. (b) Perfil de Velocidade na posição do experimento.

É importante salientar que os resultados para todas as malhas acima citadas, são soluções convergidas com os critérios estabelecidos na seção 4.3.2.

### **Modelo de turbulência**

Assim como para o caso incompressível, um estudo dos modelos de turbulência foi realizado com os modelos citados na literatura para a solução do problema de JSEC.

Dentre os modelos  $k-\varepsilon$  Realizable,  $k-\varepsilon$   $Rt$  e  $k-\omega$  SST testados, o ultimo é o que apresenta melhor correlação com os resultados experimentais. Da Fig. 5.14, é possível identificar que nenhum dos modelos foi capaz de capturar com precisão a magnitude da velocidade do jato, contudo, o modelo  $k-\omega$  SST ainda é o que apresenta resultados numéricos mais próximos dos resultados experimentais.

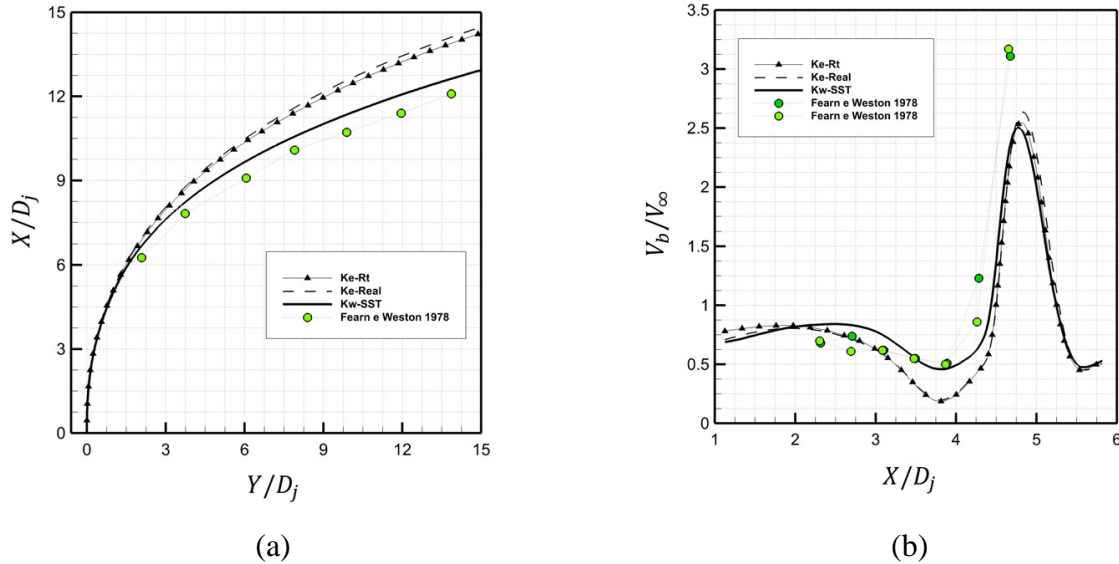


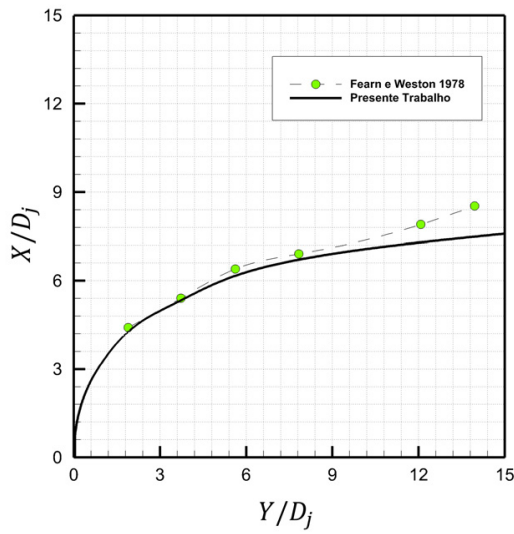
Figura 5.14: Modelos de Turbulência. (a) Trajetória do jato. (b) Perfil de Velocidade na posição do experimento.

### Validação

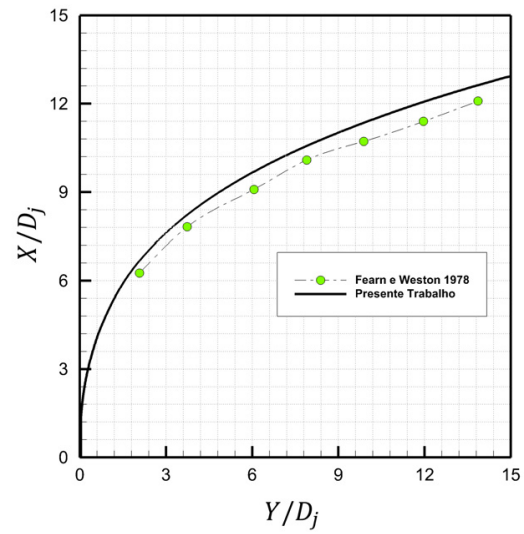
Obedecendo as configurações da simulação, conforme definido anteriormente, estão dispostas a seguir todas as comparações das simulações RANS com os dados experimentais disponíveis no trabalho de FEARN e WESTON (1978) para as razões de velocidade efetiva da Tab. 5.2. As Fig. 5.15 e Fig. 5.16 mostram as trajetórias dos jatos e seus perfis de velocidade respectivamente.

Este conjunto de resultados apresenta uma boa concordância da simulação com o experimento. Contudo, assim como no caso incompressível, é possível identificar que o jato simulado se dissipa mais rapidamente que o do experimento e, portanto a velocidade do escoamento simulado é sempre inferior, como ilustram os perfis de velocidade.

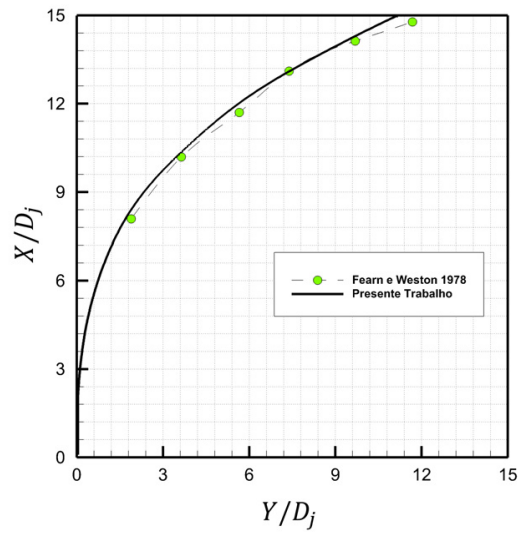
Na Fig. 5.15 (a) abaixo, é possível notar que os dados experimentais apontam que a trajetória do jato volta a adentrar o escoamento cruzado após  $9D_j$  em  $Y/D_j$ . Contudo pela dinâmica do escoamento isso é pouco provável e o autor acredita que se trata de um erro do experimento.



(a)



(b)



(c)

Figura 5.15: Trajetória do jato para (a)  $V_e = 4$ , (b)  $V_e = 6$  e (c)  $V_e = 8$ .

Assim como feito anteriormente uma ressalva sobre o experimento deve ser feita para explicar o perfil da Fig. 5.16 (b) abaixo. A posição que FEARN e WESTON utilizaram para os tubos de pitot no experimento da razão de velocidade  $V_e = 6$  (Fig. 5.12 (b)) foi equivocada, e os pontos medidos não foram suficientes para caracterizar o perfil completamente.

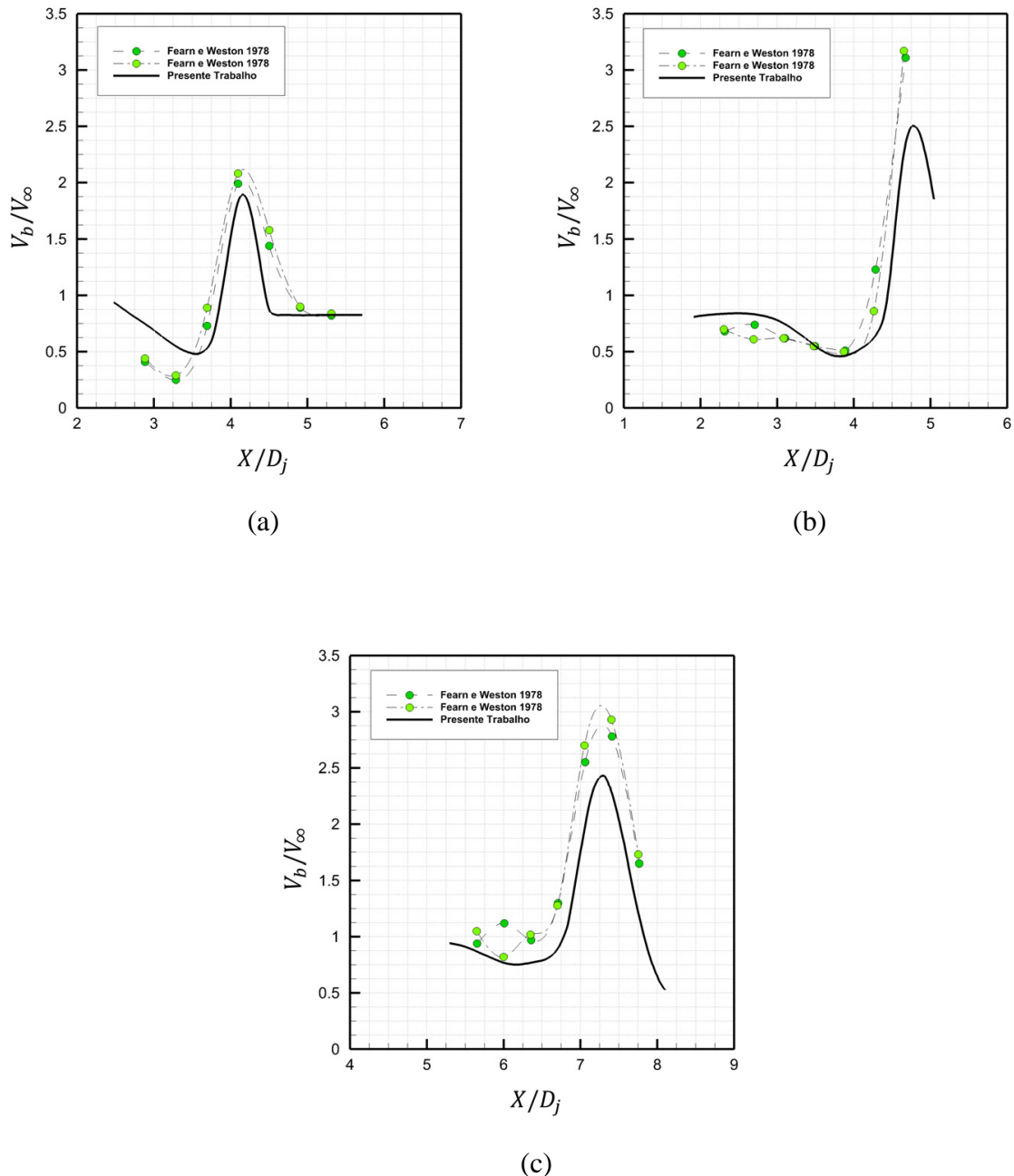


Figura 5.16: Perfis de velocidade para (a)  $V_e = 4$ , (b)  $V_e = 6$  e (c)  $V_e = 8$ .

## 5.2 Validação aeroacústica

As seções anteriores deste capítulo permitiram que fossem definidos padrões importantes do esquema numérico utilizado para uma boa caracterização do escoamento de JSEC. Apesar das limitações inerentes da metodologia RANS, o campo médio foi obtido de forma satisfatória.

Esta seção tem por objetivo a validação do método LRT, buscando utiliza-lo na predição do ruído gerado por JSEC.

Uma extensa revisão da literatura foi feita em busca de uma caracterização acústica do problema em questão. Todavia, como descrito no capítulo dois, poucos trabalhos apresentam esse estudo e os que foram encontrados dispõem de várias limitações e fontes de erro.

É com base nisso que, para validar o método LRT, será utilizado um jato com razão de velocidade efetiva infinita (jato simples) que obedeça os mesmos parâmetros de modelo de turbulência, malha e domínio computacional definidos anteriormente para o JSEC.

O trabalho experimental escolhido para a validação foi realizado por PROENÇA em 2013. Em seu trabalho o autor expõe toda a caracterização de um jato simples, desde a fluidodinâmica até a acústica, muito detalhadamente. E ainda por se tratar de um experimento recente, o autor disponibilizou as planilhas de dados experimentais para serem usadas nesta validação.

A fluidodinâmica do jato simples simulado com RANS foi validada com os resultados experimentais de PROENÇA (2013), contudo, como esses resultados não são o foco da seção, serão apresentados apenas breves comparações dos perfis de velocidade.

As Fig. 5.17 (b) e Fig. 5.18 (b) mostram as comparações dos perfis de velocidade para os jatos a Mach 0.5 e 0.75 respectivamente, e as Fig. 5.17 (a) e Fig. 5.18 (a) detalham as posições onde foram retirados esses perfis.

Para as comparações com o experimento, a velocidade do jato foi adimensionalizada pela velocidade máxima de cada perfil, e os mesmos são mostrados lado a lado para fins didáticos. Destes resultados é possível notar uma concordância muito boa entre a simulação e o experimento.

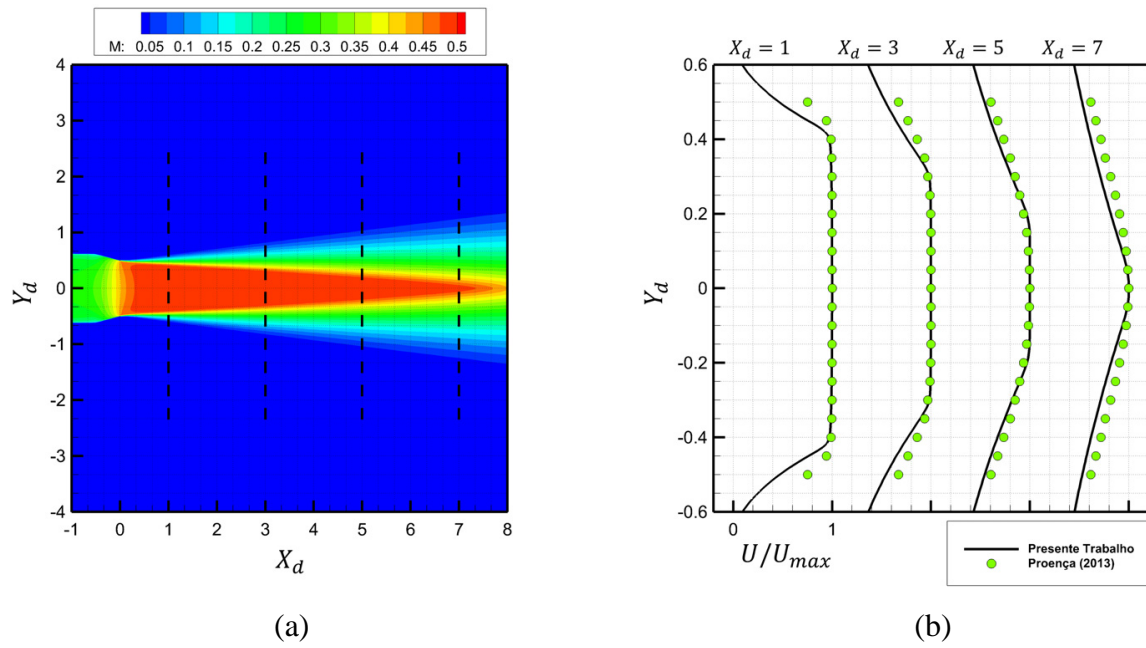


Figura 5.17: Validação fluidodinâmica do jato simples para Mach 0.5. (a) Localização dos perfis. (b) Perfis de velocidade.

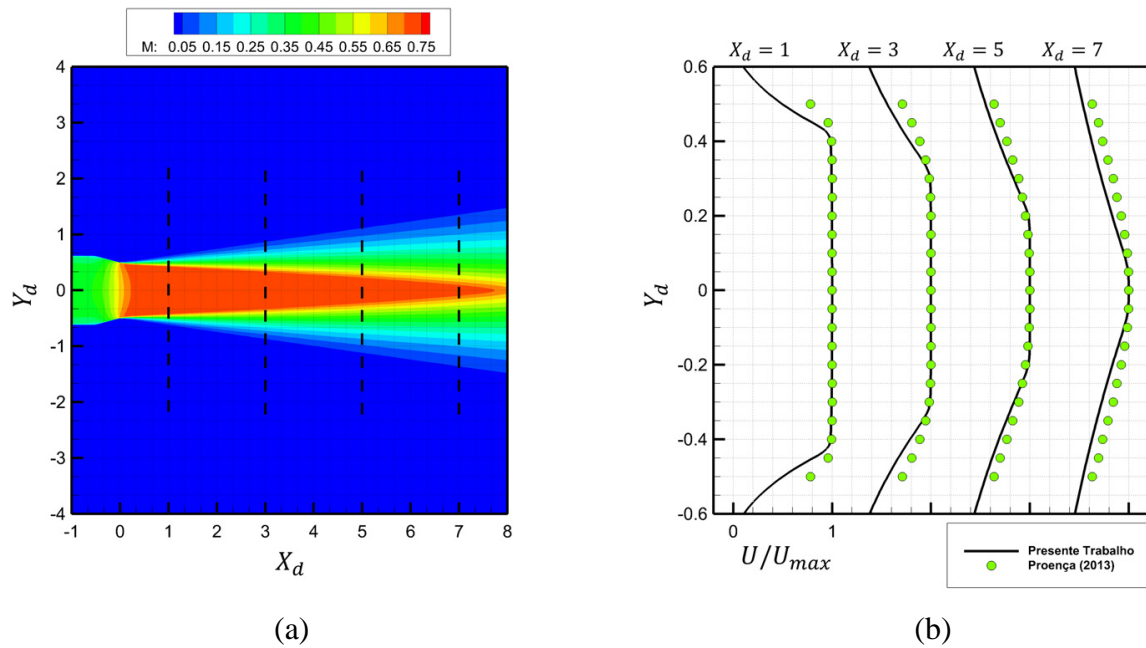


Figura 5.18: Validação fluidodinâmica do jato simples para Mach 0.75. (a) Localização dos perfis. (b) Perfis de velocidade.

Em seu trabalho, PROENÇA realizou medições de ruído de um jato simples em uma câmara anecóica ao longo de vários ângulos polares segundo a esquematização da Fig. 5.19.

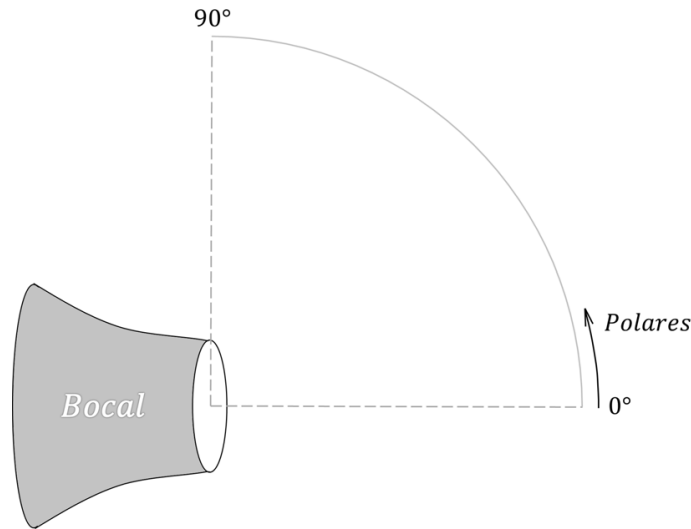
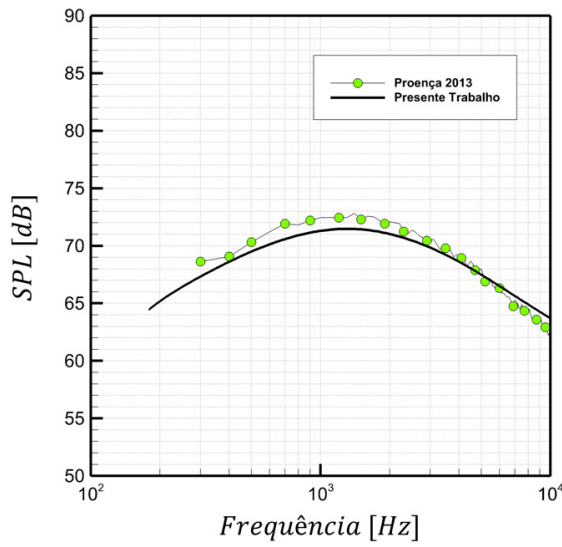


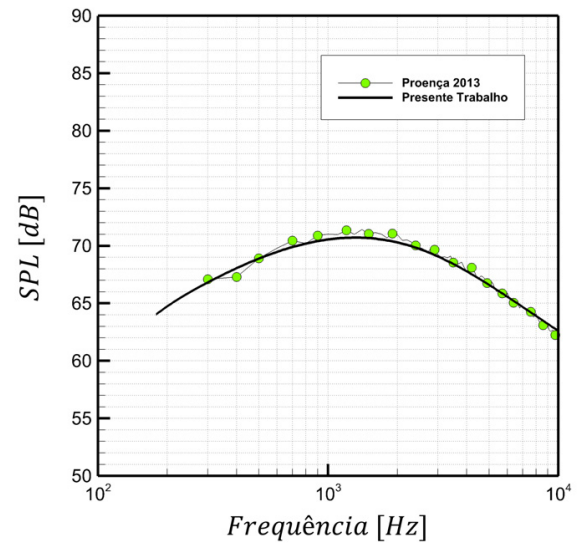
Figura 5.19: Localização dos ângulos utilizados na medição de ruído (PROENÇA, 2013).

De todos os dados experimentais disponíveis, foram selecionados duas velocidades do jato e quatro ângulos polares, por velocidade, para a validação do campo acústico.

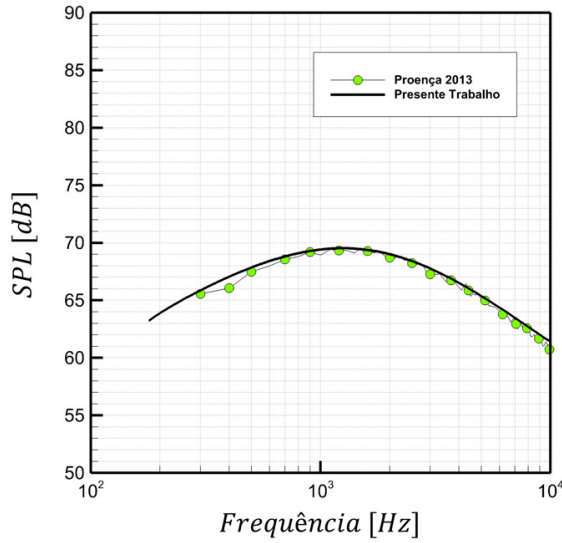
Abaixo são apresentados os espectros de ruído numéricos e experimentais para as velocidades de Mach 0.5 e 0.75, e uma ótima concordância com os dados experimentais é obtida em todas as situações.



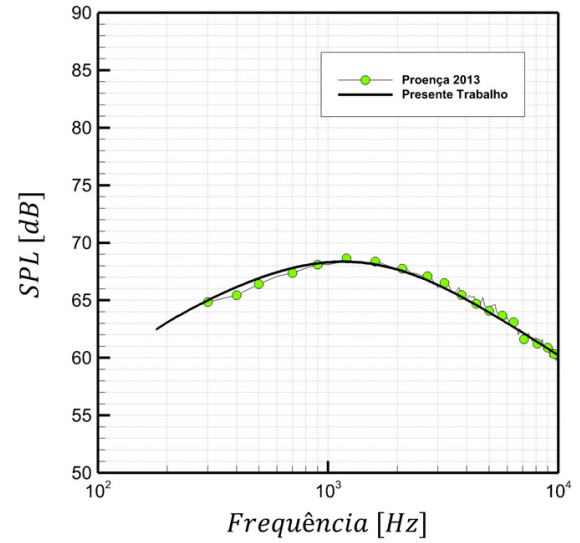
(a)



(b)



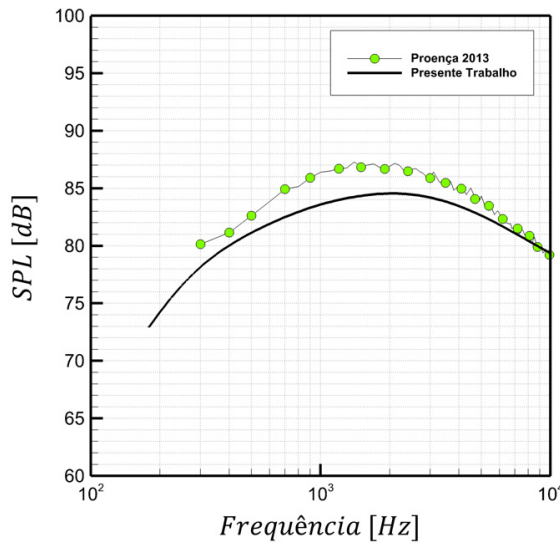
(c)



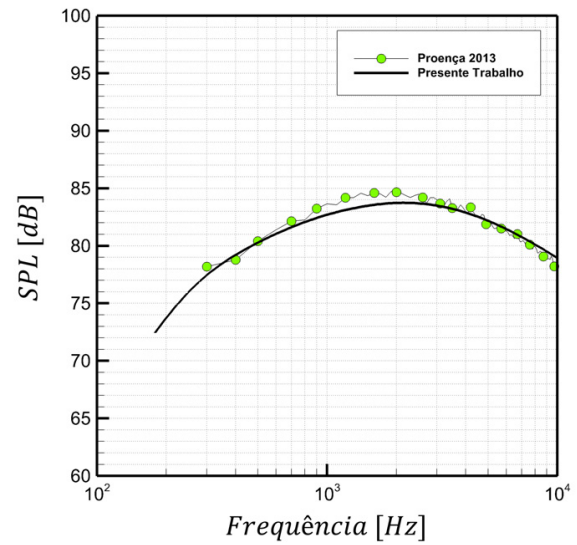
(d)

Figura 5.20: Níveis de ruído para Mach 0.50 e microfones a: (a) 50°, (b) 60°, (c) 75° e (d) 90°.

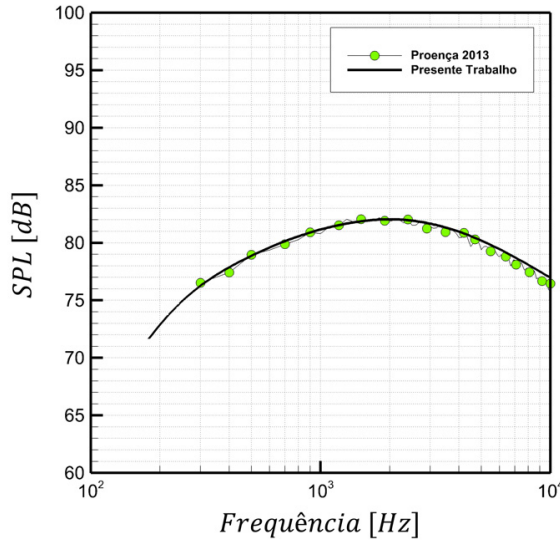




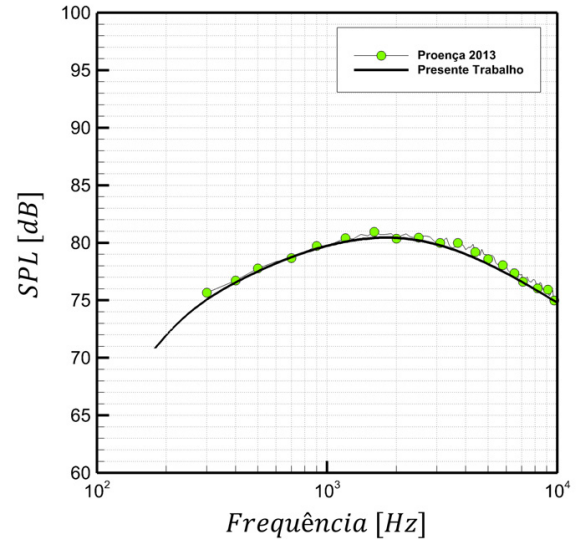
(a)



(b)



(c)



(d)

Figura 5.21: Níveis de ruído para Mach 0.75 e microfones a: (a) 50°, (b) 60°, (c) 75° e (d) 90°.

Note que nos ângulos mais próximos de 0° os resultados numéricos se afastam levemente do experimento. Isto ocorre devido à limitação da metodologia Ray-tracing, utilizada para prever os efeitos de refração no LRT. Segundo SILVA (2011), existe um ângulo crítico, função do

número de Mach, abaixo do qual o método não é capaz de uma boa previsão do ruído, e, para o caso de um jato simples, este ângulo faz referência ao cone de silêncio – região na qual o ruído do jato cai significativamente.

### 5.3 Aplicação

Nessa seção serão apresentados os resultados da investigação do campo fluidodinâmico e acústico de JSEC para as razões de velocidade efetiva de dois a oito, segundo as condições da Tab. 5.3.

Tabela 5.3: Condições dos JSEC investigados.

Mach	$P_0$ [Pa]	$P_{amb}$ [Pa]	$T_0$ [K]	$T_{amb}$ [K]	$V_\infty$ [m/s] ( $V_e = 2$ )	$V_\infty$ [m/s] ( $V_e = 4$ )	$V_\infty$ [m/s] ( $V_e = 6$ )	$V_\infty$ [m/s] ( $V_e = 8$ )
0.50	120193	101325	307.80	293.15	85.81	42.90	28.60	21.45
0.75	147152	101325	326.13	293.15	128.71	64.35	42.90	32.18

Inicialmente serão expostas as peculiaridades das simulações realizadas neste estudo com o intuito de facilitar a repetição deste trabalho no futuro, seja para confecção de experimentos ou comparações com outras metodologias de cálculo.

Motivado pela colaboração entre o Laboratório de Mecânica dos Fluidos da Universidade Federal de Uberlândia e o *Institute of Sound and Vibration Research* (ISVR) da Universidade de Southampton no Reino Unido, o autor optou pela utilização de um bocal disponível no ultimo para esta etapa do estudo. Visando a realização futura de experimentos a respeito da acústica de JSEC, o bocal utilizado foi o mesmo do trabalho de PROENÇA (2013), como ilustra a Fig. 5.22

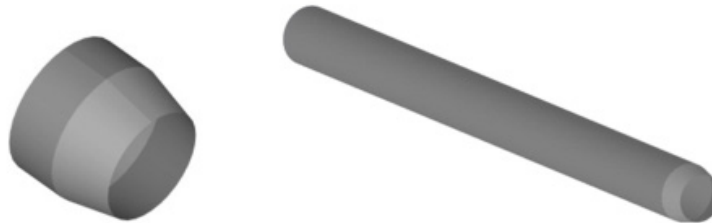


Figura 5.22: Ilustração do bocal utilizado nas simulações.

Este bocal é cônico, convergente, de borda afiada, com diâmetro de saída  $D_j = 38,1 [mm]$  e diâmetro de entrada  $D_b = 47,5 [mm]$ . Mais detalhes sobre as cotas deste bocal podem ser encontradas no trabalho de PROENÇA (2013).

Para manter a coerência com os dados da validação, a malha, utilizada para a obtenção dos resultados aqui expostos, possui as mesmas especificações definidas anteriormente como as mais adequadas para a representação desse fenômeno e a Fig. 5.23 apresenta alguns detalhes da sua construção na região de injeção do jato.

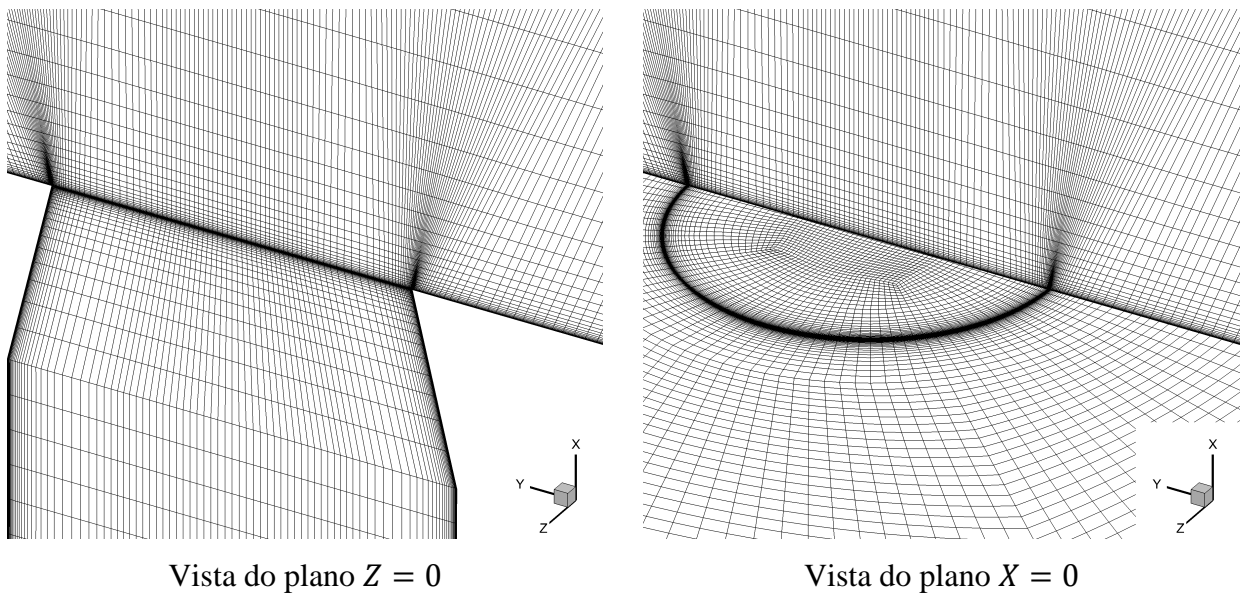


Figura 5.23: Detalhes do refinamento da malha na injeção do jato no escoamento cruzado.

Para os cálculos da parte aeroacústica do estudo, a malha acústica utilizada possui 1 milhão de elementos e obedece às dimensões da Fig. 5.24.

As cotas encontradas na Fig. 5.24 foram definidas segundo as considerações feitas na seção 4.3.3.

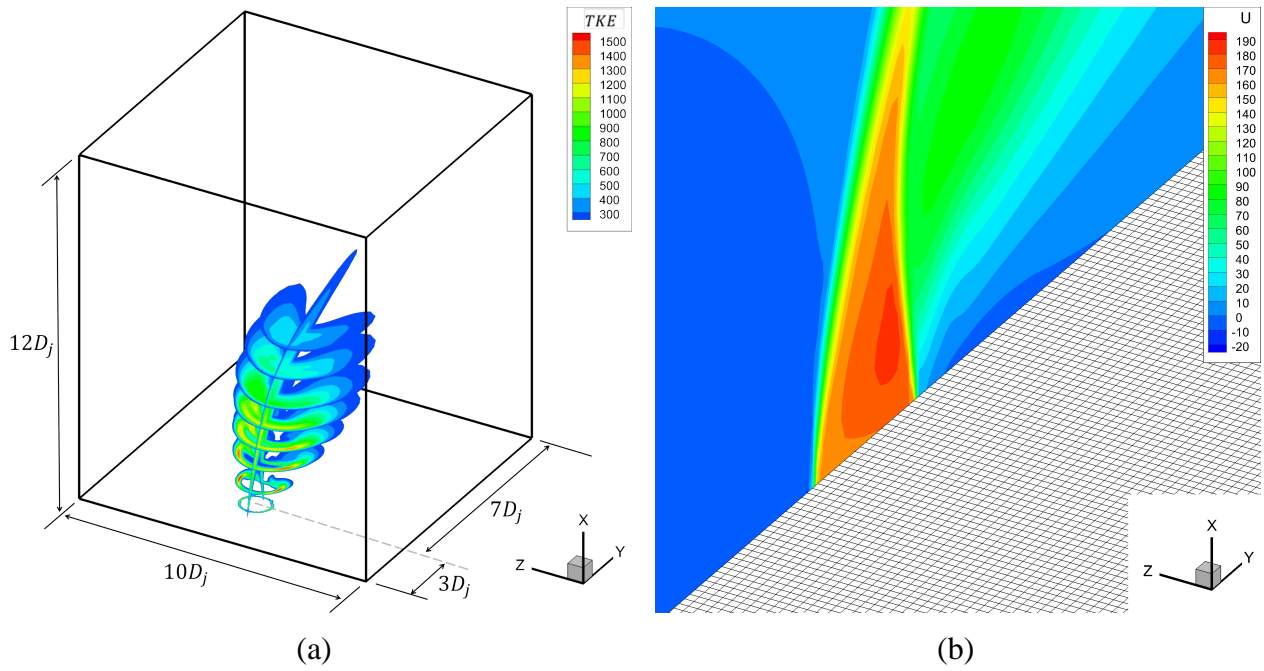


Figura 5.24: (a) Dimensões da malha acústica utilizada. (b) Detalhe da malha.

Para as medições de ruído, será utilizado um sistema de coordenadas esféricas, ilustrado pela Fig. 5.25. As medições de ruído foram realizadas em dois ângulos azimutais com 16 polares cada (Tab. 5.4), mantendo sempre um raio de um metro do centro do jato.

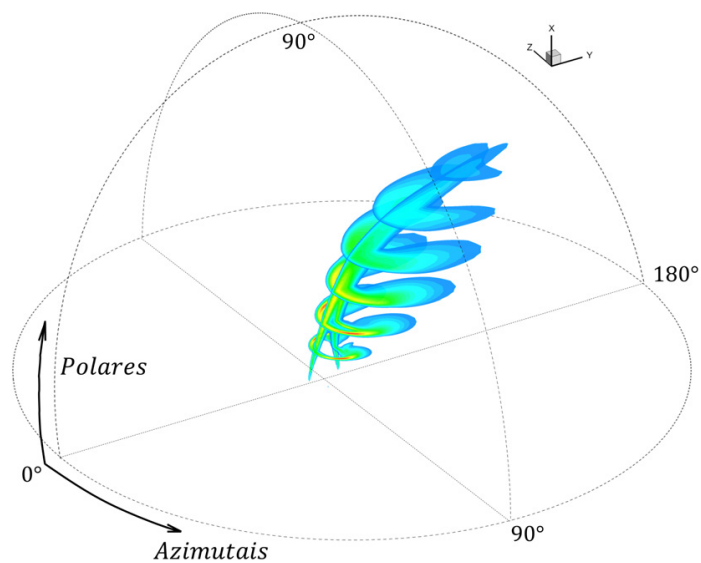


Figura 5.25: Sistema de coordenadas utilizado na predição de ruído do JSEC.

Tabela 5.4: Posição das medições de ruído.

Ângulos Azimutais	0°	90°
Ângulos Polares	0° 15° 30° 40°	0° 15° 30° 40°
	50° 60° 70°	50° 60° 70°
	80° 100° 110°	80° 100° 110°
	120° 130° 140°	120° 130° 140°
	150° 165° 180°	150° 165° 180°

Assim como as condições de contorno na fluidodinâmica, algumas informações são necessárias para alimentar o modelo LRT de SILVA (2011), e as constantes utilizadas para os cálculos de ruído se encontram na Tab. 5.5.

Tabela 5.5: Dados de entrada do LRT

$U_j$ [m/s]	$\rho_\infty$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$c_0$ [m/s]	$U_\infty$ [m/s]	$V_\infty$ [m/s] ( $V_e = 2$ )	$V_\infty$ [m/s] ( $V_e = 4$ )	$V_\infty$ [m/s] ( $V_e = 6$ )	$V_\infty$ [m/s] ( $V_e = 8$ )	$\alpha_T^*$	$c_l^*$
171.608	1.2036	343.216	0.00	85.81	42.90	28.60	21.45	0.36	1.10
257.412	1.2036	343.216	0.00	128.71	64.35	42.90	32.18	0.33	1.03

\* constantes do método (SILVA, 2011)

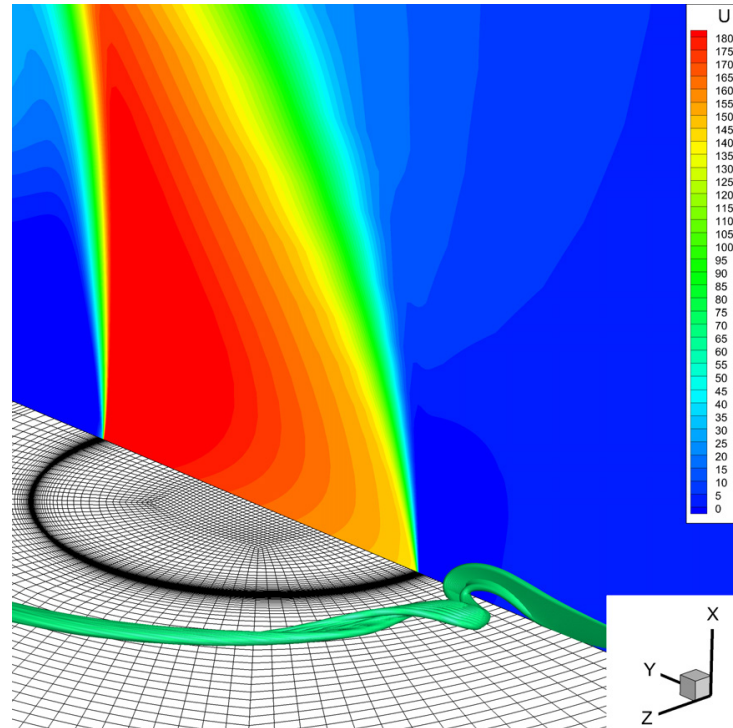
Com isso todas as informações e peculiaridades necessárias para a reprodução deste estudo seja numérica ou experimentalmente estão estabelecidas e as seções seguintes serão dedicadas apenas à exposição dos resultados obtidos para os JSEC.

### 5.3.2 Resultados fluidodinâmicos

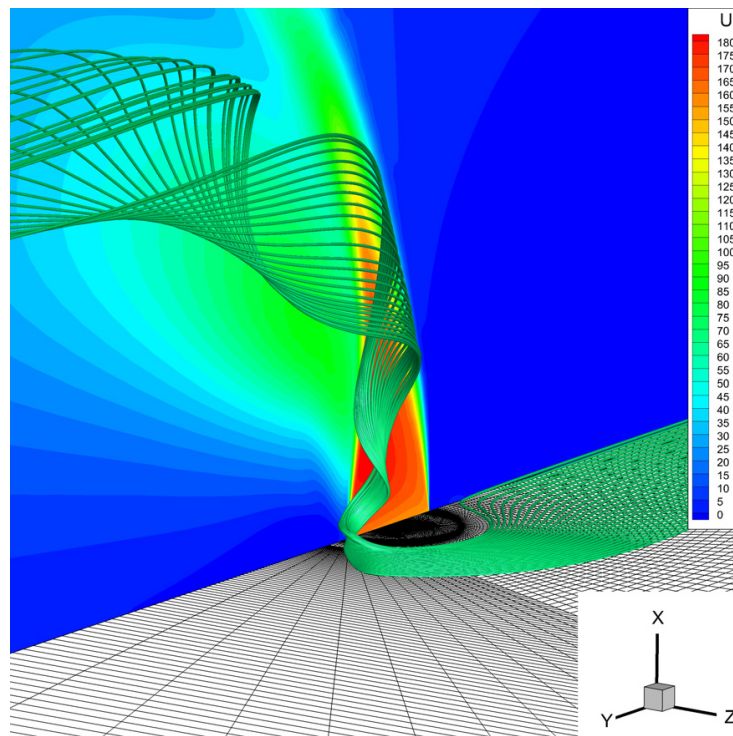
Uma boa caracterização do escoamento é necessária para a predição do comportamento do JSEC. Dentro das limitações e características intrínsecas da metodologia RANS, somente os vórtices de caráter permanente podem ser evidenciados, sendo assim, das cinco estruturas presentes nos JSEC apenas o par contra rotativo e o vórtice ferradura são esperados nos resultados.

Conforme previsto, a Fig. 5.26 (a) ilustra por meio das linhas de corrente, a existência do vórtice ferradura pouco antes da saída do jato e muito próximo à placa. A parcela de fluido, próximo à placa, que não entra no vórtice ferradura, contorna o jato e é acelerada pelo mesmo. A composição desses dois movimentos faz com que o fluido se enrole e seja impulsionado na

direção de saída do jato (Fig. 5.26 (b)), devido a ocorrer simultaneamente em ambas as laterais do jato, é formado o par de vórtices contra rotativos.



(a)



(b)

Figura 5.26: Visualização das estruturas por meio de linhas de corrente. (a) Par contra rotativo e (b) vórtice ferradura.

Tamanha simplificação no mecanismo de geração desse par de vórtices é notável, principalmente quando comparada a descrição da física do escoamento presente na seção 3.2.2. Contudo, tal aproximação já é esperada de um resultado obtido com RANS, e para os fins deste estudo não aparenta causar grandes limitações.

No que diz respeito às trajetórias dos jatos estudados (Fig. 5.27), as mesmas se comportam como o previsto nas seções de validação, e mesmo com o salto de quase  $90 \text{ m/s}$  entre as velocidades de saída do jato estudadas, as trajetórias permanecem função da razão de velocidades efetiva. Fato que também é amplamente descrito na literatura e o motivo da  $V_e$  ser considerada como parâmetro adimensional do fenômeno.

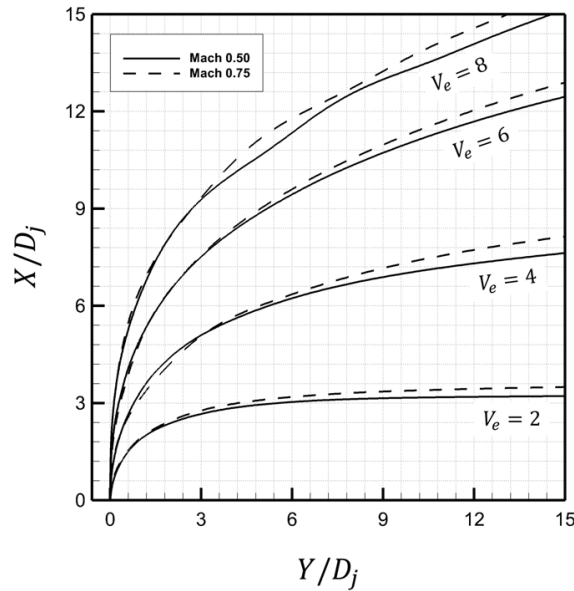


Figura 5.27: Trajetória do jato nas razões de velocidade estudadas.

Como último resultado da seção, os contornos de energia cinética turbulenta (TKE) são apresentados para as razões de 2 a 8. Como são muito semelhantes, somente os contornos para  $\text{Mach } 0,50$  são ilustrados na Fig. 5.28.

Ao lado destes contornos, ainda na Fig. 5.28, os campos de velocidade  $U$  no plano de simetria são mostrados. A observação destes campos lado a lado permite a visualização de todo o escoamento e suas características – passíveis de serem capturadas pelas médias de Reynolds. E isto encerra os resultados fluidodinâmicos deste trabalho.



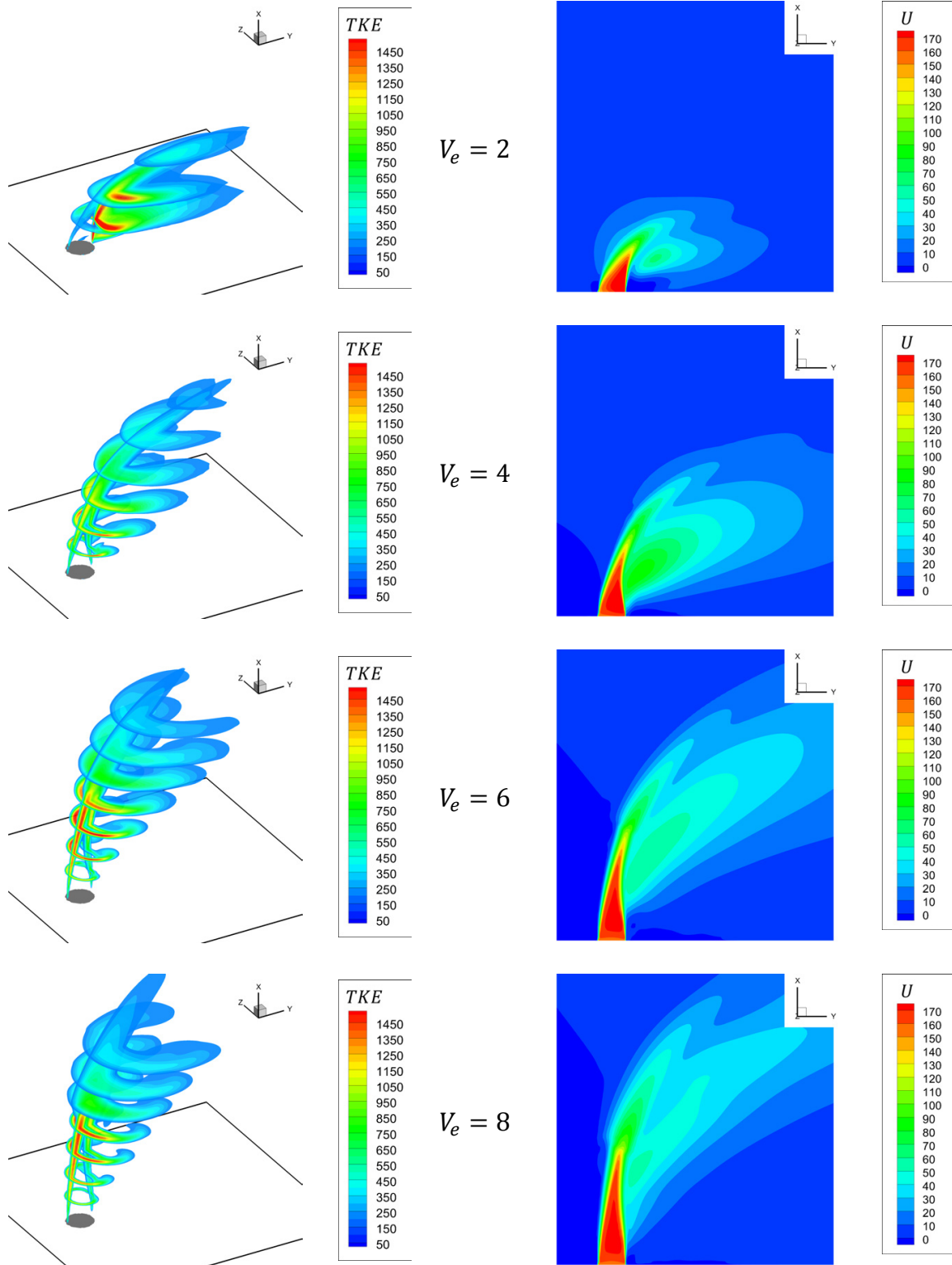


Figura 5.28: Contornos de energia cinética turbulenta (esquerda) e contornos de velocidade  $U$  no plano de simetria (direita), para as razões de velocidade estudadas.



### 5.3.3 Resultados aeroacústicos

Antes de expor os resultados dos níveis de pressão sonora totais nas posições definidas na Tab. 5.4, uma comparação com os estudos de CAMELIER e KARAMCHETI (1976) será realizada, para comprovar a capacidade do método LRT em prever o ruído de JSEC.

O trabalho destes autores é o mais recente encontrado na literatura sobre aeroacústica de JSEC. Contudo, o mesmo não foi utilizado na seção 5.2 (Validação aeroacústica) por não apresentar detalhes suficientes a respeito das condições do experimento que permitam sua reprodução. Além das limitações apresentadas no Capítulo 2, informações muito importantes para o cálculo de ruído, como a geometria do bocal utilizado, também são omitidas. E é devido a essa série de limitações que as comparações apresentadas a seguir são de caráter meramente qualitativo.

Em seu trabalho, os autores ensaiam um JSEC em quatro razões de velocidade, realizando medições de ruído para um único microfone na posição que seria, utilizando a sistema de coordenadas proposto para esta etapa do trabalho (Fig. 5.25), o equivalente a um ponto no azimute  $148^\circ$ , ângulo polar de  $58^\circ$  e raio de 1.5 metros do centro do jato.

Um ponto muito próximo a este foi usado excepcionalmente para o cálculo de ruído desta posição e a comparação com os resultados do experimento. A Fig. 5.29 expõe os resultados do nível de pressão sonora total medidos nessa posição para cada uma das velocidades calculadas neste trabalho e por CAMELIER e KARAMCHETI (1976).

Por se tratarem de escoamentos a velocidades diferentes, com bocais diferentes, e pelas limitações e características do experimento citadas anteriormente, uma concordância entre os resultados numéricos e experimentais não era esperada. Contudo, por se tratarem do mesmo fenômeno, a mesma tendência observada por CAMELIER e KARAMCHETI pode ser notada na simulação. Ou seja, para um observador nesta posição específica do escoamento, quanto menor a razão de velocidade (quanto mais distorcido o jato for pelo escoamento cruzado), maior será o ruído gerado pelo mesmo.

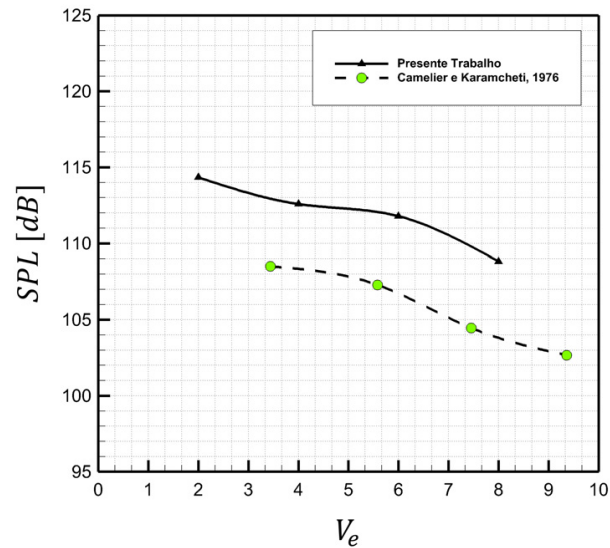


Figura 5.29: Ruído gerado pelo jato em função da razão de velocidade.

No entanto, muito cuidado deve ser tomado para que essa afirmação seja válida. A caráter investigativo, o autor desta dissertação realizou várias comparações como esta em outras posições do escoamento e a mesma tendência não foi observada em todas elas. É importante frisar que o campo acústico do escoamento não possui formato trivial e, portanto, a afirmação de CAMELIER e KARAMCHETI aparenta ser verdadeira somente para as proximidades do microfone usado no experimento.

De volta agora ao JSEC investigado nesta seção de aplicação, os espectros de ruído foram calculados pelo LRT para todos os ângulos da Tab. 5.4. Fez-se o cálculo do nível de pressão sonora total para cada ângulo, por meio de uma integral nas frequências, e os resultados para os números de Mach de 0.5 e 0.75 estão expostos a seguir.

Juntamente com os resultados do ruído estão colocados os resultados experimentais para o mesmo jato em condições livres. Isto nos permite avaliar o efeito do escoamento cruzado na diretividade do ruído gerado por JSEC.

As Fig. 5.31 e Fig. 5.32 apresentam o ruído gerado pelo JSEC estudado em Mach 0.5 e 0.75 respectivamente para o azimuth de  $90^\circ$  – ilustrado pela Fig. 5.30.

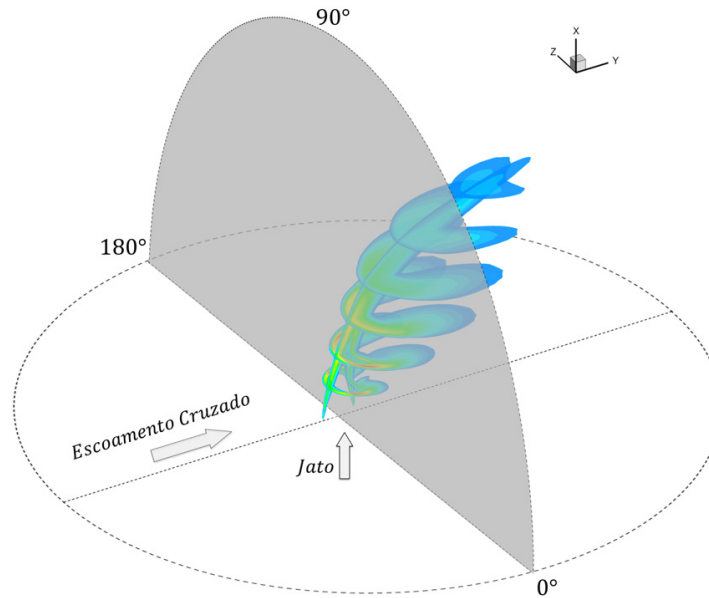
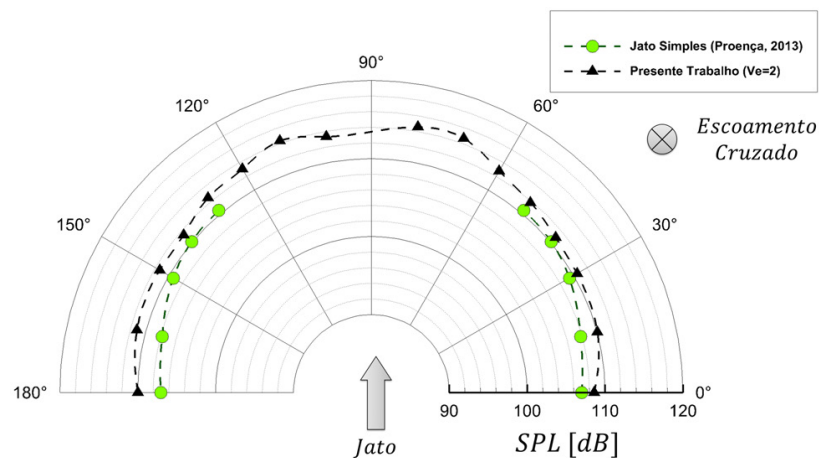


Figura 5.30: Visualização do plano perpendicular ao plano de simetria – azimute 90°.

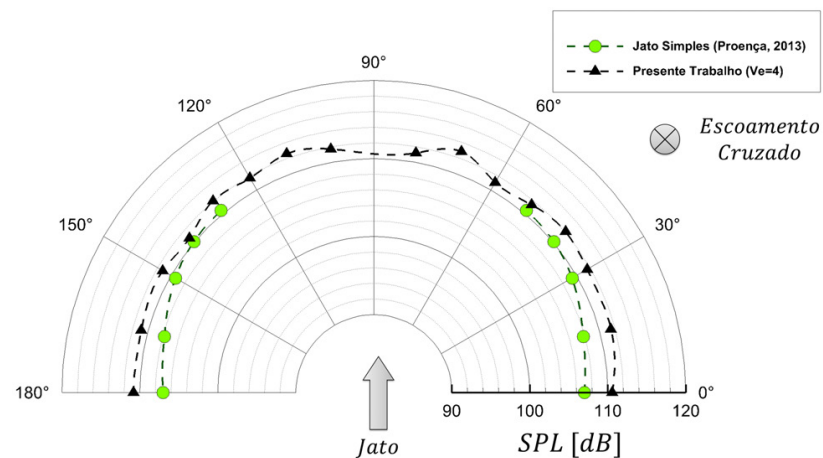
É possível notar pelas Fig. 5.31 e Fig. 5.32 que, neste plano perpendicular ao plano de simetria do jato, o ruído gerado nos ângulos entre 60° e 120° diminui com o aumento da razão de velocidade. Para o jato simples esta seria a posição do cone do silêncio, portanto, conforme o JSEC se aproxima de um jato simples ( $V_e = \infty$ ) era esperado que o ruído diminuísse.

Este efeito é melhor visualizado para a velocidade de Mach 0.75 (Fig. 5.32) onde é possível evidenciar uma redução drástica de ruído para  $V_e = 8$ .

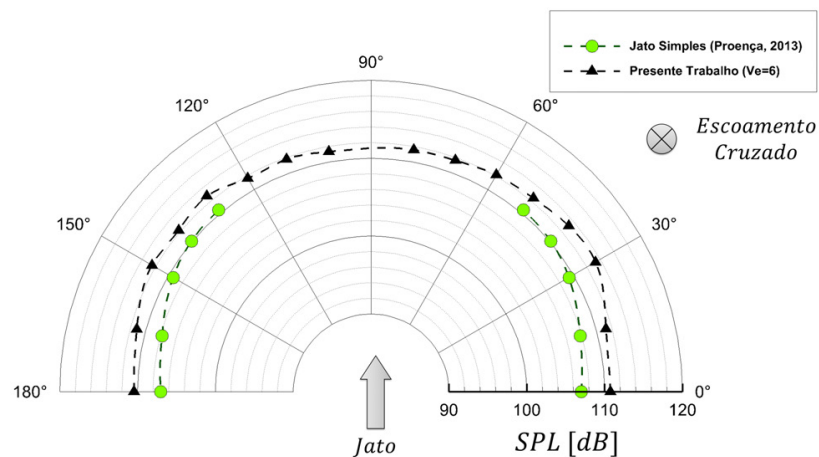
Uma ressalva a respeito dos resultados deve ser feita devido às limitações do LRT para com o cálculo de ruído na região do cone do silêncio do jato. Contudo, a falta de experimentos da acústica de JSEC não nos permite afirmar a localização desta região e, por conseguinte, a separação de efeitos físicos dos erros numéricos se torna difícil.



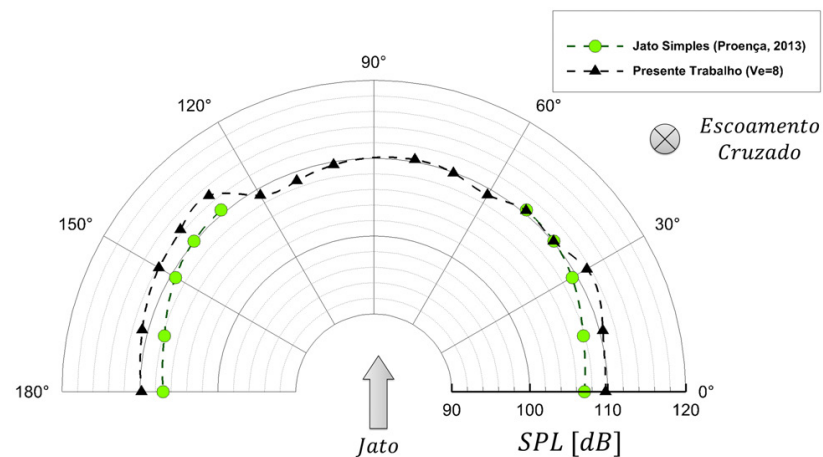
(a)



(b)

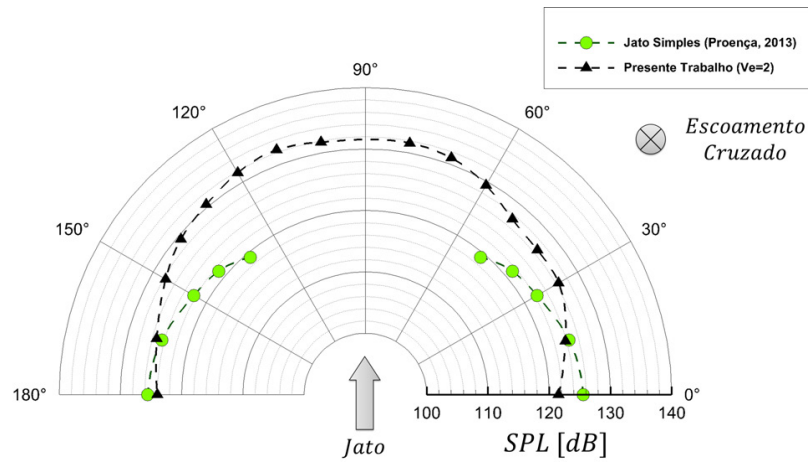


(c)

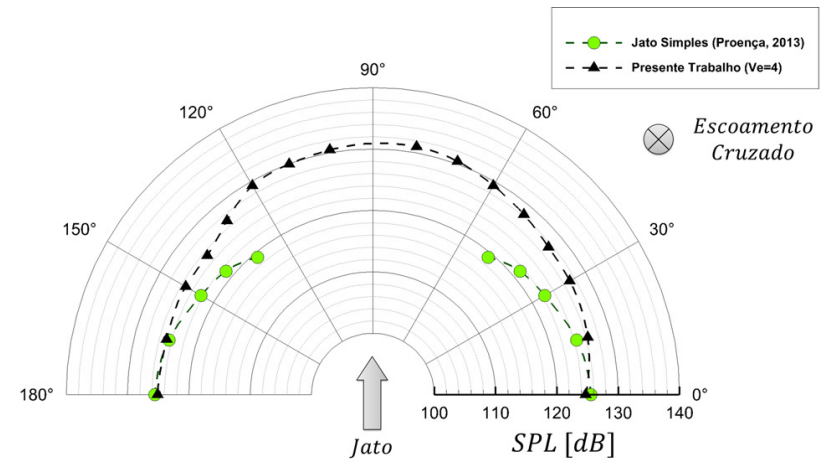


(d)

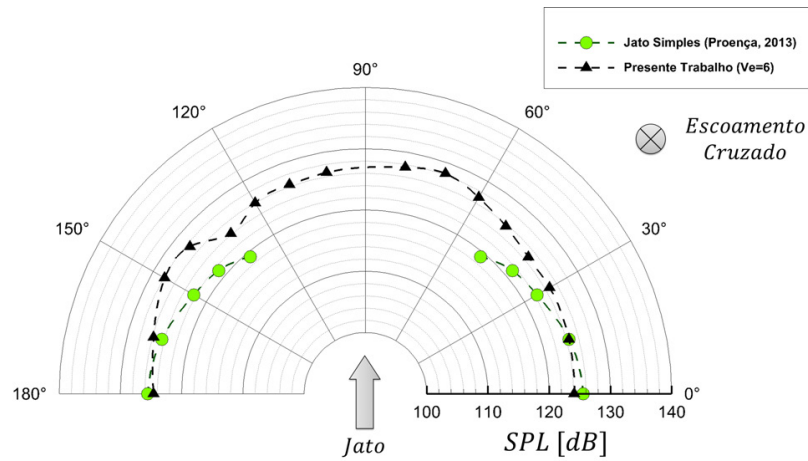
Figura 5.31: Ruído gerado nos ângulos polares pelo JSEC a Mach 0.50 e azimuth 90°, para as razões de velocidade de (a)  $V_e = 2$ , (b)  $V_e = 4$ , (c)  $V_e = 6$ , (d)  $V_e = 8$ .



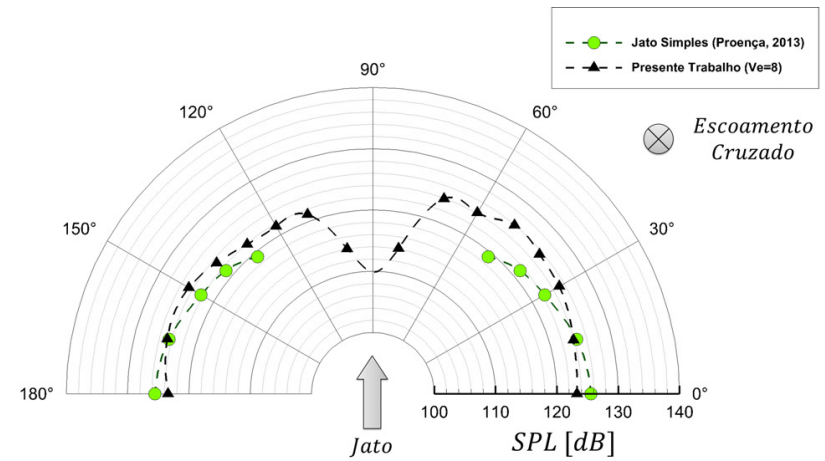
(a)



(b)



(c)



(d)

Figura 5.32: Ruído gerado nos ângulos polares pelo JSEC a Mach 0.75 e azimuth 90°, para as razões de velocidade de (a)  $V_e = 2$ , (b)  $V_e = 4$ , (c)  $V_e = 6$ , (d)  $V_e = 8$ .

As Fig. 5.34 e Fig. 5.35 apresentam o ruído gerado pelo JSEC estudado em Mach 0.5 e 0.75 respectivamente para o azimute de  $0^\circ$  – ilustrado pela Fig. 5.33.

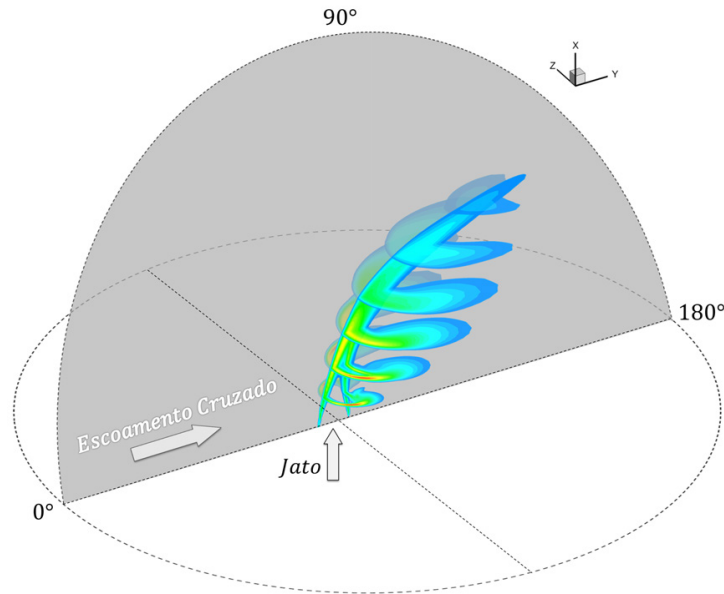
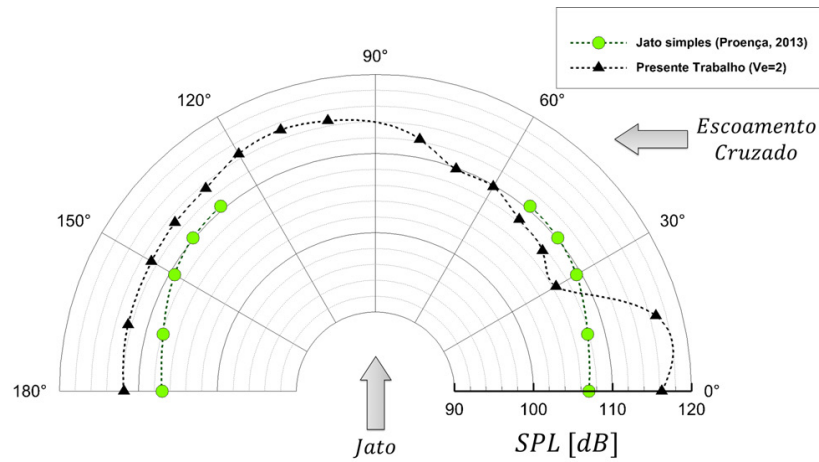
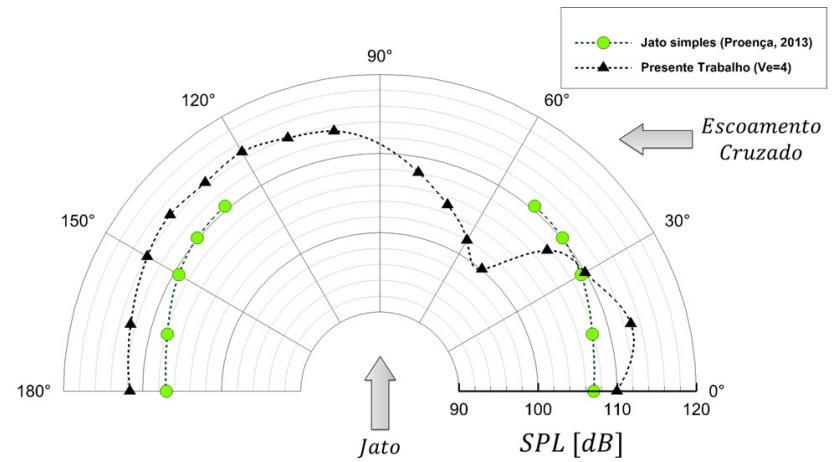


Figura 5.33: Visualização do plano de simetria – azimute  $0^\circ$ .

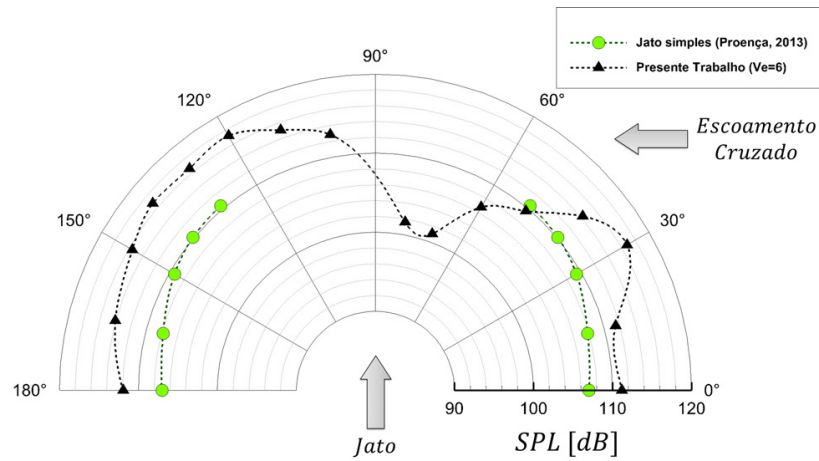
Analisando as Fig. 5.34 e Fig. 5.35 nota-se que para todas as velocidades e razões, o ruído à jusante do jato (ângulos de  $90^\circ$  a  $180^\circ$ ), é sempre maior que o ruído do mesmo jato em condições livres ( $V_e = \infty$ ) e, em determinadas regiões à montante (ângulos de  $0^\circ$  a  $90^\circ$ ), existe uma zona onde o ruído do JSEC é menor que o jato simples. Esta região de menor intensidade sonora é evidente nas razões acima de  $V_e = 2$ , e sua localização aparenta ser função da razão de velocidades efetiva  $V_e$ , uma vez que aparece em ângulos semelhantes para os números de Mach 0.5 e 0.75.



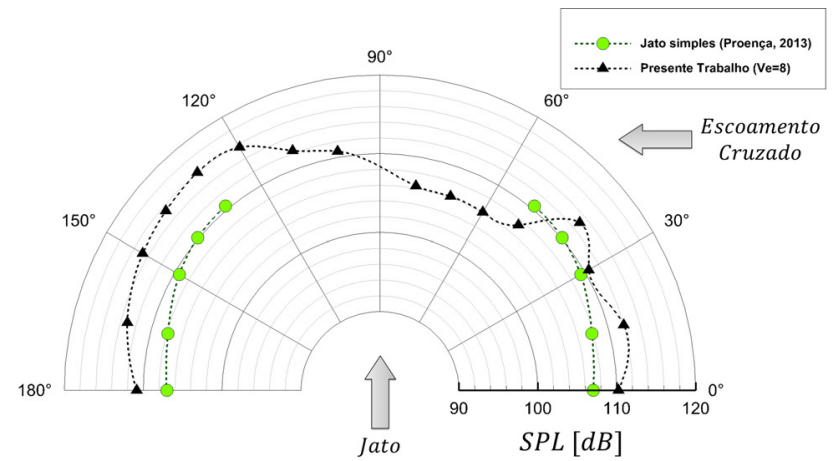
(a)



(b)



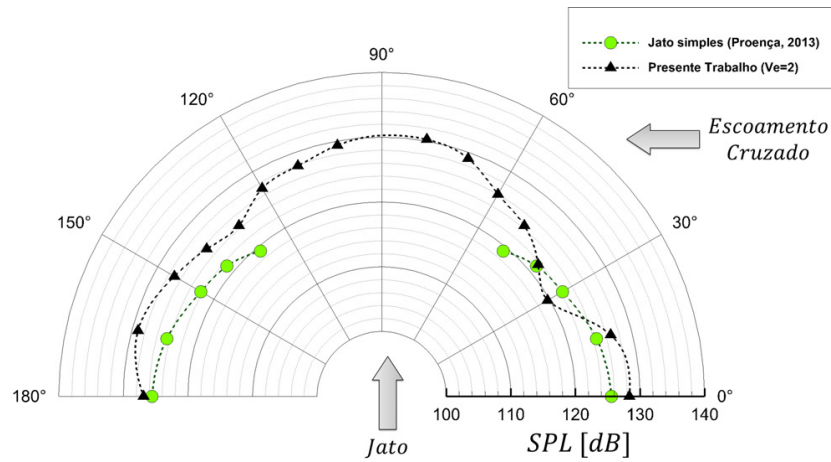
(c)



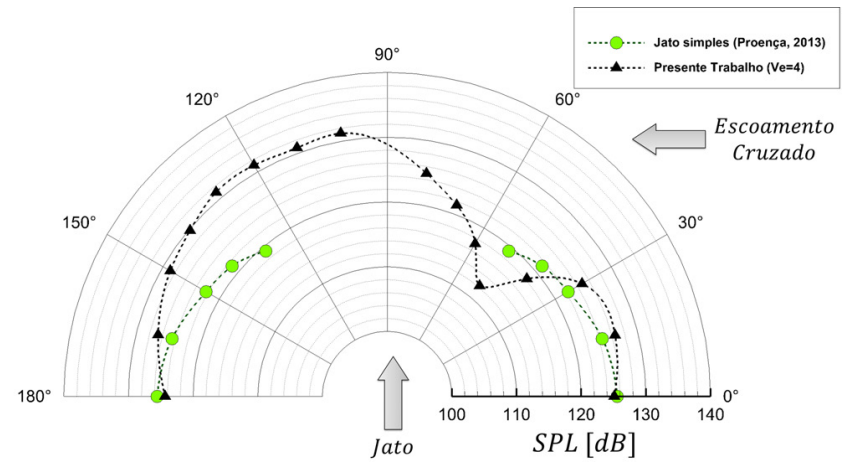
(d)

Figura 5.34: Ruído gerado nos ângulos polares pelo JSEC a Mach 0.50 e azimuth 0°, para as razões de velocidade de (a)  $V_e = 2$ , (b)  $V_e = 4$ , (c)  $V_e = 6$ , (d)  $V_e = 8$ .

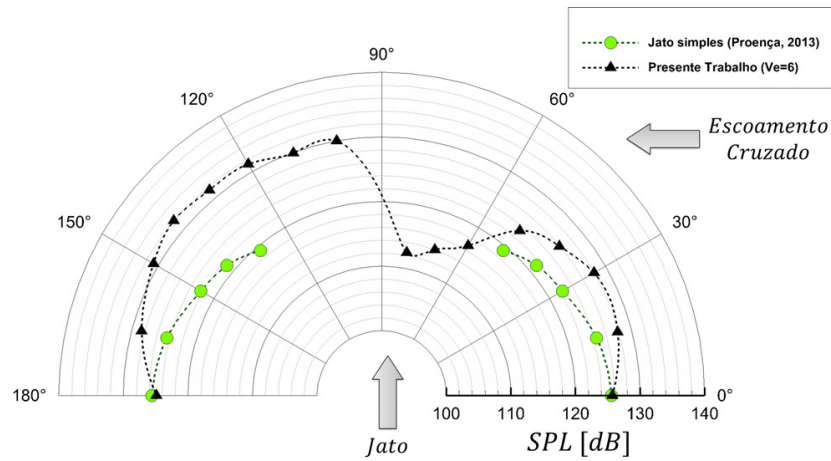




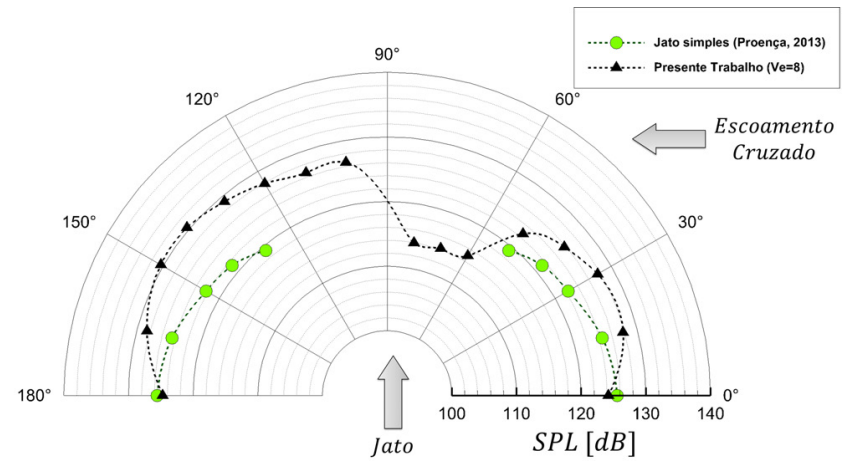
(a)



(b)



(c)



(d)

Figura 5.35: Ruído gerado nos ângulos polares pelo JSEC a Mach 0.75 e azimuth  $0^\circ$ , para as razões de velocidade de (a)  $V_e = 2$ , (b)  $V_e = 4$ , (c)  $V_e = 6$ , (d)  $V_e = 8$ .



## CAPÍTULO 6

### CONCLUSÃO

Neste trabalho, analisaram-se as propriedades fluidodinâmicas e aeroacústicas provenientes de jatos submetidos a escoamento cruzado (JSEC). Este fenômeno que resulta de um jato de fluido descarregado perpendicularmente a um meio em movimento, possui uma dinâmica muito complexa, mas já bem estabelecida, e um campo acústico ainda inexplorado.

Foi proposta uma metodologia híbrida de baixo custo computacional, que associa pacotes comerciais e códigos abertos, para a completa caracterização deste fenômeno. A correta associação entre os softwares por meio de um script, e a consequente automatização do processo permitem que os resultados de todos os campos desejados sejam obtidos em até 15 horas. O que torna essa ferramenta viável para uso em projetos industriais.

Para todos os cálculos realizados neste trabalho, foi utilizada uma *Workstation* com processador Intel core i7 de 12 núcleos (6 físicos) e 64gb de memória RAM.

No que diz respeito à combinação de metodologias, este trabalho se propôs a utilizar RANS para o cálculo do campo médio do escoamento. Tal metodologia foi exaustivamente testada e validada, mostrando-se capaz de descrever bem o problema estudado. Todavia, seu uso tem limitações e uma discussão a respeito dos modelos de turbulência e refinamentos de malha também foi realizada.

Os resultados médios obtidos na fluidodinâmica alimentam o método LRT para o cálculo da aeroacústica. Criado por SILVA (2011), o método é capaz de calcular os espectros de ruído e os consequentes níveis de pressão sonora totais, nas posições desejadas do escoamento. E um completo estudo sobre o campo acústico dos JSEC é apresentado.

Dos resultados obtidos, tem-se a identificação de uma suposta região de silêncio em determinadas razões de velocidade, no plano de simetria, e de um aumento de ruído com a diminuição da razão de velocidade para determinadas posições do plano perpendicular à simetria.

A falta de experimentos aeroacústicos a respeito do fenômeno torna difícil a diferenciação dos erros gerados pelas limitações do método, das características físicas do escoamento, contudo, o autor acredita que os resultados apresentam tendências coerentes e são os primeiros deste tipo na literatura.

## **6.1 Sugestões para trabalhos futuros**

Propõe-se, para trabalhos futuros, a utilização de modelos transientes para a caracterização mais detalhada do campo fluidodinâmico de jatos submetidos a escoamento cruzado, como por exemplo, URANS e LES. Bem como a solução do campo acústico através do uso dessas metodologias numéricas, com o intuito de melhor avaliar as limitações e capacidades dos métodos empregados neste trabalho.

Um estudo experimental detalhado a respeito da aeroacústica de JSEC também se faz necessário devido à escassez de resultados sobre o tema.

## CAPÍTULO 7

### REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALMEIDA, O. **Processo de certificação de ruído externo de aeronaves civis**. Notas de aula da disciplina FEMEC43092, UFU, 2015.

BALL, C. G; FELLOUAH, H; POLLARD, A. **The flow field in turbulent round free jets**. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 50, p. 1-26, 2012.

Blokhintzev, D. **The propagation of sound in an inhomogeneous and moving medium I**. The Journal of the Acoustical Society of America, Vol. 18(2), p. 322–328, 1945.

CAMBONIE, T.; AIDER J. **Transition scenario of the round jet in crossflow topology at low velocity ratios**, Phys. Fluids Arxiv number :. arXiv:1405.4777, 2014.

CAMELIER, I.; KARAMCHETI, K. **An experimental study of the structure and acoustic field of a jet in a cross stream**. NASA, CR-162464, 1976.

CHANG, H. C., **Aufrollung Eines Zylindrischen Strahles Durch Querwind**. Tese, Univ. of Gottingen, 1942. Disponível em ingles como: **The Roll-up of a Cylindrical Jet in a Cross Flow**.

CHIEN, C. J.; SCHETZ, J. A. **Numerical Solution of the Three-Dimensional Navier-Stokes Equations with Application to Channel Flows and a Bouyant Jet in a Cross-Flow**. Trans. ASME: J. Appl. Mech., Vol. 42, p.575-579, 1975.

CHIU, S. H.; ROTH, K. R.; MARGASON, R. J.; TSO, J. **A Numerical Investigation on a Subsonic Jet in Crossflow**. AIAA Paper No. 93-0870, 1993.

COLE, J. E. **The influence of a crossflow on jet noise**. NASA, CR-2169, 1972.

CRABB, D.; DURAO, D. F. G.; WHITELAW, J. H. **A Round Jet Normal to a Cross-Flow**. ASME paper No. 80-WA/FE-10, 1980.

FAVRE A. **Statistical equations of turbulent gases**. Problems of hydrodynamics and continuum mechanics, p. 231–266, 1969.

FEARN, R. L.; WESTON, R. P. **Induced velocity field of a jet in a crossflow**. NASA, TP-1087, 1978.

FEARN, R. L.; DODDINGTON, H.; WESTPHAL, R. **LDV Studies of a Jet in a Crossflow**. Report No. NADC-80238-60, 1981.

FRIC, T. F.; ROSHKO, A. **Structure in the Near Field of the Transverse Jet**. Turbulent Shear Flows 7, Springer Berlin Heidelberg, p. 225-237, 1991

FRIC, T. F.; ROSHKO, A. **Vortical structure in the wake of a transverse jet**. Journal of Fluid Mechanics, Vol. 279, p. 1-47, 1994.

GORDIER, R. L. **Studies on Fluid Jets Discharging Normally into Moving Liquid**. St. Anthony Falls Hyd. Lab., Tech. Paper No. 28, série B, 1959.

GUTMARK, E.; IBRAHIM, I.; MURUGAPPAN, S. **Circular and non-circular jets in cross flow**. Phys Fluids, Vol. 20, p. 20-35, 2008.

JORDINSON, R. **Flow in a Jet Directed Normal to the Wind**. R. & M. No. 3074, British A.R.C. 1956.

JOUHAUD, J. C.; GICQUEL, L. Y. M.; ENAUX B.; ESTEVE M. J. **Large-Eddy-Simulation Modeling for Aerothermal Predictions Behind a Jet In Crossflow**. AIAA Journal, Vol. 45, No. 10, p. 2438-2447, 2007.

KEFFER, J. F.; BAINES, W. D. **The Round Turbulent Jet in a Cross Wind.** J. Fluid Mech., Vol. 15, p. 481-496, 1963.

KEFFER, J. F. **The physical nature of the subsonic jet in a cross-stream.** NASA SP-218, p. 19-36, 1969.

KELSO, R. M.; LIM, T. T.; PERRY, A. E. **An experimental study of round jets in cross-flow.** Journal of Fluid Mechanics, Vol. 306, p. 111-114, 1996.

KAMOTANI, Y.; GREBER, I. **Experiments on a turbulent jet in crossflow.** AIAA Journal, Vol. 10, No. 11, p. 1425-1429, 1972.

KARVINEN, A.; AHLSTEDT, H. **Comparison of turbulence models in case of jet in crossflow using commercial CFD code,** Engineering Turbulence Modelling and Experiments, Vol. 6, Elsevier , p. 399-408, 2005.

KAVSAOGLU, M.S.; AKMANDOR, I. S.; CIRAY, S.; FUJII, K. **Navier-Stokes Simulation of Two and Three Dimensional Jets in Crossflow.** AIAA paper No. 91-1743, 1991

LIEPMANN, H.W.; LAUFER, J. **Investigation of free turbulent mixing.** Washington, DC: NACA. Relatório, No. 1257, 1947.

LIGHTHILL, M. J. **On Sound Generated Aerodynamically. I - General Theory.** Proceedings of the Royal Society of London, série A, Mathematical and Physical Sciences, Vol. 211, No. 1107, p. 564-587. 1952.

LILLEY, G. M.; MORRIS, P. J.; TESTER, B. J. **On the Theory of Jet Noise and its Application.** AIAA paper No. 73-987, 1973

LIM, T. T.; NEW, T. H.; LUO, S. C. **On the development of large-scale structures of a jet normal to a cross flow.** Physics of Fluids, Vol. 13, No. 3, p. 770, 2001.

MARGASON, R. J. **The Path of a Jet Directed at Large Angles to a Subsonic Free Stream.** NASA TN D-4919, 1968.

MARGASON, R. J. **Fifty years of jet in crossflow research**. AGARD CP-534 p. 1-41, 1993.

MCCMAHON, H. M.; MOSHER, D. K. **Experimental Investigation of Pressures Induced on a Flat Plate by a Jet Issuing into a Subsonic Crosswind**. NASA SP-218, p. 49-62, 1969.

MENTER, F. R. **Zonal Two Equation  $k-\omega$  Turbulence Models for Aerodynamic Flows**. AIAA Paper 93-2906, 1993.

MUPPIDI, S.; MAHESH, K. **Study of trajectories of jets in crossflow using direct numerical simulations**. J. Fluid Mech., Vol. 530, p. 81-100, 2005.

MUPPIDI, S. **Direct Numerical Simulations and Modeling of Jets in Crossflow**. Tese (Tese de Ph.D). Universidade de Minesota, 2006.

OH, T. S.; SCHETZ, J. A. **Finite Element Simulation of Complex Jets in a Crossflow for V/STOL Applications**. J. Aircraft, Vol. 27, No. 5, p. 389-399, 1990.

PIERCE, A. **Acoustics: An Introduction to Its Physical Principles and Applications**. McGraw-Hill, New York, 1981.

PROENÇA, A. R. **Experimental characterization of velocity and acoustic fields of a single-stream subsonic jet**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) Universidade Federal de Uberlândia, 2013.

ROSA, V. H. P. **Avaliação de métodos baseados em soluções numéricas das equações de Reynolds para a previsão do ruído de jatos turbulentos subsônicos**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2013.

RUGGERI, R. S.; CALLAGHAN, E. E. **Investigation of the Penetration of an Air Jet Directed Perpendicularly to an Air Stream**. NACA TN 1615, 1948.

SILVA C. R. I. **Desenvolvimento de um novo método RANS-based para a aeroacústica computacional de jatos de alta velocidade**. Tese (Tese de Ph.D. em Engenharia Mecânica). Universidade de São Paulo, São Paulo, 2011.

SNYDER, P.; ORLOFF, K. L. **Three-Dimensional Laser Doppler Anemometer Measurements of a Jet in a Crossflow**. NASA TM-85997, 1984.

SOULLIER, A. **Testing at S1.MA for Basic Investigations on Jet Interactions; Distributions of Pressures and Velocities in the Jet Using the Ideal Standard Nozzle (in Unheated State)** ONERA Document No. 1/253 GY, 1968.

SU L. K.; MUNGAL M. G. **Simultaneous measurements of scalar and velocity field evolution in turbulent crossflowing jets**. Journal of Fluid Mechanics, Vol. 513, p. 1-45, 2004.

TAYLOR, P. **An Investigation of a Jet Exhausting From a Plate at Incidence into a Crosswind**. Vertica, Vol. 1, p. 307-315, 1977.

VAN DYKE, M. **An album of fluid motion**. Stanford: Parabolic Press, 1982.

WILCOX, D. C. **Re-assessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models**. AIAA Journal, vol. 26, no. 11, pp. 1299-1310, 1988.

WILCOX, D. C. **Turbulence modeling for CFD**. DCW Industries, California, US, 1998.

WILLIAMS, J.; WOOD, M. N. **Aerodynamic Interference Effects with Jet Lift Schemes on VSTOL Aircraft at Forward Speeds**. AGARDograph 103, Aerodynamics of Power Plant Installation, p. 625-651, 1965.

WOOLER, P. T. **On the Flow Past a Circular Jet Exhausting at Right Angles from a Flat Plate or Wing**. J. R. Ae. S. Vol. 71, No. 3, p. 216-218, 1967.

WOOLER, P. T. **Development of an Analytical Model for the Flow of a Jet into a Subsonic Crosswind**. NASA SP-218, p. 101-119, 1969.

ZIEGLER, H.; WOOLER, P. T. **Multiple Jets Exhausting into a Cross Flow**. J. Aircraft, Vol. 8, No. 6, 1971